



TUGAS AKHIR - TM141585

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK OPTIMASI
POSISI *VORTEX GENERATOR* UNTUK MEREDUKSI
ALIRAN SEKUNDER DEKAT *ENDWALL* PADA
AIRFOIL NACA 0015**

**DIANA KUMARA DEWI
NRP 2114 105 040**

**Dosen Pembimbing
Dr. Ir. Heru Mirmanto. MT.**

**Dosen Co-Pembimbing
Nur Ikhwan, ST., M.Eng.**

**JURUSAN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016**



FINAL PROJECT - TM141585

**EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY THE
BEST POSITION OF VORTEX GENERATOR FOR
SECONDARY FLOW REDUCTION NEAR
ENDWALL AT AIRFOIL NACA 0015**

(Special Case at $\alpha = 8^\circ$ and 10°)

**DIANA KUMARA DEWI
NRP 2114 105 040**

**Counselor Lecturer
Dr. Ir. Heru Mirmanto. MT.**

**Co-Counselor Lecturer
Nur Ikhwan, ST., M.Eng.**

**DEPARTEMENT OF MECHANICAL ENGINEERING
Faculty of Industrial Technology
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016**

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK OPTIMASI POSISI
VORTEX GENERATOR UNTUK MEREDUKSI ALIRAN
SEKUNDER DEKAT *ENDWALL* PADA *AIRFOIL* NACA 0015
(Studi Kasus Pada $\alpha = 8^\circ$ dan 10°)**

TUGAS AKHIR

Dijalankan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh Gelar
Sarjana Teknik Pada Bidang Konversi Energi
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya

Oleh :

DIANA KUMARA DEWI
NRP. 2114105040

Disetujui Oleh Pembimbing dan Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT. (Pembimbing)
NIP. 1962022161995121001
2. Nur Ikhwan, ST., M.Eng. (Co-Pembimbing)
NIP. 196709151995121001
3. Prof. Ir. Sutardi, M. Eng., Ph.D. (Penguji 1)
NIP. 196412281990031002
4. Dr. Deddy Zulhidayat Noor, ST., MT. (Penguji 2)
NIP. 197512062005011002

SURABAYA
JULI 2016

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK OPTIMASI POSISI
VORTEX GENERATOR UNTUK MEREDUKSI ALIRAN
SEKUNDER DEKAT ENDWALL PADA AIRFOIL
NACA 0015**

(Studi Kasus Pada $\alpha = 8^\circ$ dan 10°)

Nama Mahasiswa : Diana Kumara Dewi
NRP : 2111030040
Dosen Pembimbing : Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT
Dosen Co-Pembimbing : Nur Ikhwan, ST., MT.

Abstrak

Aliran fluida yang melintasi airfoil dekat endwall akan menimbulkan aliran sekunder. Berbagai modifikasi telah dilakukan untuk mengurangi kerugian dari aliran sekunder. Salah satunya dengan penambahan vortex generator. Beberapa penelitian tentang penambahan vortex generator telah dilakukan dan terbukti mampu meningkatkan momentum aliran. Pada penelitian ini dikaji tentang optimasi penempatan vortex generator pada airfoil. Penambahan dan variasi penempatan vortex generator yang dipasang pada sisi upper airfoil di dekat endwall bertujuan untuk menentukan posisi paling optimal yang dapat mengarahkan aliran dekat endwall sehingga mampu mereduksi aliran sekunder.

Penelitian ini dilakukan secara eksperimen dan simulasi numerik. Jenis airfoil yang digunakan adalah NACA 0015. Penambahan vortex generator di dekat endwall dengan jarak $Z_{vg}=4\%C$ dan sudut $(\beta)=14^\circ$. Variasi jarak vortex generator terhadap leading edge yaitu $X_{vg}=45\%C$, $50\%C$ dan $55\%C$ dengan angle of attack (α) 10° dan 8° . Bilangan Reynolds yang digunakan adalah $Re = 1,14 \times 10^5$. Penelitian secara eksperimen menggunakan windtunnel open loop circuit dimana posisi airfoil NACA 0015 dibuat secara vertikal untuk mengamati aliran pada endwall. Pemodelan numerik dilakukan menggunakan software komersial gambit 2.4 dan fluent 6.3.26 dengan model 3ddp steady, turbulent viscous standard k-epsilon (SKE).

Hasil yang diperoleh dari penelitian ini adalah penambahan vortex generator di bagian upper side airfoil dekat endwall mampu mereduksi aliran sekunder untuk sudut serang 10° dan $Re = 1.14 \times 10^5$. Akibat dari reduksi aliran sekunder tersebut terjadi peningkatan koefisien lift dan penurunan koefisien drag. Dengan melihat nilai C_L , C_D , ratio C_L/C_D , dan total pressure losses coefficient, posisi vortex generator yang paling efektif untuk mereduksi kerugian energi pada kedua sudut serang adalah sama yaitu pada jarak $50\%C$, dengan reduksi C_D sebesar $0,96\%$, peningkatan C_L sebesar $0,508\%$, nilai ratio C_L/C_D sebesar $4,08$ dan reduksi nilai total pressure losses coefficient sebesar $12,4\%$ untuk sudut serang 8° serta reduksi C_D sebesar $1,18\%$, peningkatan C_L sebesar $0,461\%$, nilai ratio C_L/C_D sebesar $7,82$ dan reduksi nilai total pressure losses coefficient sebesar $9,7\%$ untuk sudut serang 10° .

Kata kunci : Airfoil NACA 0015, Aliran Sekunder, Endwall, Vortex Generator

EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY THE BEST POSITION VORTEX GENERATOR FOR SECONDARY FLOW REDUCTION NEAR ENDWALL AT AIRFOIL

NACA 0015

(Special Case at $\alpha = 8^\circ$ and 10°)

Name of Student : Diana Kumara Dewi
NRP : 2111030040
Counselor Lecturer : Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT
Co-Counselor Lecturer : Nur Ikhwan, ST., MT.

Abstract

The flow over airfoil near endwall would creating secondary flow. Various way to reduce the secondary flow. One of the way to reduce the secondary flow is using vortex generator. Some of research about adding vortex generator have prooved that it reduced the secondary flow and increased the flow momentum. In this research studied the best position to placing vortex generator at airfoil. Vortex generator will be add to upper surface airfoil near endwall and changing it position to know the best position for reducing the secondary flow.

This reseacrh had two method, there are experimental method and numerical method. The type of airfoil is NACA 0015. Adding vortex generator near endwall at $Z_{vg}=4\%C$ and angle towards endwall is $(\beta)=14^\circ$. Vortex generator had distance towards leading edge at $X_{vg}=45\%C$, $50\%C$ dan $55\%C$ over angle of attack (α) 8° dan 10° and Reynolds number $1,14 \times 10^5$. Experimental method used open loop circuit windtunnel where NACA 0015 airfoil placed vertically for observed flow through endwall. Numerical modelling use commercial software Gambit 2.4.6 and Fluent 6.3.26 model 3ddp steady, turbulent viscous standard k-epsilon (SKE)

The result from this research is adding vortex generator at upper surface airfoil able to reduce secondary flow for angle of attack 8° and 10° with $Re = 1.14 \times 10^5$. The consequences for reducing secondary flow made lift coefficient increase and drag coefficient decrease. Based on value of C_L , C_D , C_L/C_D ratio, and total pressure

losses coefficient, vortex generator best distance which most effective to reduce energy losses for both angle of attack is 50%C towards leading edge airfoil. With percentage the decreasing and increasing value are 0,96 % decreasing C_D , 0,508 % increasing C_L , C_L/C_D ratio is 4,08 and 12,4 % decreasing total pressure losses coefficient for angle of attack 8° then, 1,18 % decreasing C_D , 0,461 % increasing C_L , C_L/C_D ratio is 7,82 and 9,7 % decreasing total pressure losses coefficient for angle of attack 10° .

Keywords : Airfoil NACA 0015, Secondary Flow, Endwall, Vortex Generator

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	iii
ABSTRAK	v
KATA PENGANTAR	ix
DAFTAR ISI	xiii
DAFTAR GAMBAR	xvii
DAFTAR TABEL	xix
DAFTAR SIMBOL	xxi
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1. Latar Belakang	1
1.2. Rumusan Masalah	4
1.3. Tujuan Penelitian	5
1.4. Batasan Masalah	5
1.5. Sistematika Penulisan	6
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	7
2.1. <i>Airfoil</i> NACA 0015	7
2.2. <i>Total Pressure Losses Coefficient</i>	8
2.3. Koefisien Tekanan, Koefisien <i>Drag</i> , dan Koefisien <i>Lift</i>	10
2.3.1. Koefisien Tekanan	10
2.3.2. Koefisien <i>Drag</i> dan <i>Lift</i>	10
2.4. Separasi Aliran Dua Dimensi	12
2.5. Separasi Aliran Tiga Dimensi	13
2.6. <i>Vortex Generator</i>	14
2.7. Aliran Melalui Interaksi Simetri <i>Airfoil</i> dengan Pelat Datar	19
2.8. Pengontrolan Aliran Sekunder pada <i>Airfoil</i> dan <i>Endwall</i>	20
BAB III METODOLOGI PENELITIAN	33
3.1. Penelitian Metode Numerik	33

3.1.1. <i>Pre-Processing</i>	33
3.1.1.1. Benda Uji	33
3.1.1.2. Domain Simulasi	35
3.1.1.3. <i>Meshing</i>	35
3.1.1.4. Kondisi Batas (<i>Boundary Condition</i>)	36
3.1.2. <i>Processing</i>	37
3.1.3. <i>Post-Processing</i>	39
3.1.4. <i>Flowchart</i> Studi Numerik	39
3.2. Penelitian Metode Eksperimen	41
3.2.1. Peralatan Penelitian	41
3.2.2. Langkah Penelitian	45
3.2.3. <i>Flowchart</i> Studi Eksperimen	47
3.3. Jadwal Pelaksanaan Penelitian	48

BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN 49

4.1. Karakteristik Aliran 3D Pada <i>Endwall</i>	49
4.2. Analisa <i>Grid Independency</i>	53
4.3. Perbandingan <i>Streaklines</i> Hasil Eksperimen dengan Numerik	54
4.4. <i>Streaklines</i> Pada <i>Endwall</i>	56
4.5. <i>Streaklines</i> Aliran Melintasi <i>Upper Surface Airfoil</i> ...	58
4.6. Koefisien Tekanan (<i>Pressure Coefficient/C_p</i>)	63
4.7. <i>Total Pressure Losses Coefficient</i>	67
4.8. <i>Lift Coefficient (C_L)</i> , <i>Drag Coefficient (C_D)</i> , dan <i>Ratio (C_L/C_D)</i>	72
4.8.1. <i>Lift Coefficient (C_L)</i>	72
4.8.2. <i>Drag Coefficient (C_D)</i>	73
4.8.3. <i>Ratio C_L dan C_D (C_L/C_D)</i>	74

BAB V PENUTUP 77

5.1. Kesimpulan	77
5.2. Saran	77

DAFTAR PUSTAKA xxiv
RIWAYAT HIDUP xxvi

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1. ζ pada <i>airfoil</i> dengan dan tanpa VG	23
Tabel 2.2. Pengurangan kerugian energi	25
Tabel 2.3. ζ pada <i>airfoil</i> $\alpha=10^\circ$ tanpa dan dengan VG	28
Tabel 2.4. C_L pada <i>airfoil</i> $\alpha=10^\circ$ tanpa dan dengan VG.....	30
Tabel 2.5. C_D pada <i>airfoil</i> $\alpha=10^\circ$ tanpa dan dengan VG	31
Tabel 3.1. Dimensi <i>airfoil</i> NACA 0015 serta <i>vortex generator</i>	34
Tabel 3.2. Rencanan kegiatan tugas akhir	48
Tabel 4.1. Analisa <i>grid independency</i>	54
Tabel 4.2. <i>Total Pressure Losses Coefficient</i> dan reduksinya ...	71
Tabel 4.3. Nilai koefisien <i>lift</i> (C_L) dan kenaikannya	72
Tabel 4.4. Nilai koefisien <i>drag</i> (C_D) dan penurunannya	73
Tabel 4.5. <i>Ratio</i> C_L dan C_D (C_L/C_D)	74

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1. Profil <i>Airfoil</i> NACA 0015	7
Gambar 2.2. Grafik koefisien <i>lift</i> fungsi sudut serang <i>airfoil</i> NACA0015 dengan varian intensitas turbulensi ..	8
Gambar 2.3. Aliran melalui <i>airfoil</i>	9
Gambar 2.4. <i>Profile Drag</i>	11
Gambar 2.5. Aliran viskous inkompresibel melewati silinder ..	13
Gambar 2.6. Terbentuknya aliran tiga dimensi	14
Gambar 2.7. <i>Streamwise vortices</i> pada daerah setelah melewati <i>vortex generator</i>	14
Gambar 2.8. <i>Trapezium Flat Plate vortex generator</i>	15
Gambar 2.9. Konfigurasi <i>vortex generator</i> pada <i>airfoil</i> (a) tampak samping (b) tampak atas.....	16
Gambar 2.10. Grafik hubungan koefisien <i>Lift</i> terhadap α	17
Gambar 2.11. Grafik hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap α	18
Gambar 2.12. Skematik <i>horseshoe vortex</i> pada <i>endwall</i>	19
Gambar 2.13. Distribusi C_p pada permukaan pelat dan sudu....	20
Gambar 2.14. Hasil visualisasi aliran	21
Gambar 2.15. Grafik koefisien <i>drag</i> dan <i>lift</i> fungsi α	22
Gambar 2.16. Kontur <i>Total Pressure Losses Coefficient</i>	24
Gambar 2.17. Struktur vektor kecepatan	26
Gambar 2.18. <i>Streamline</i> aliran <i>upper side airfoil</i> $\alpha = 10^\circ$	28
Gambar 2.19. Separasi 3D.....	29
Gambar 3.1. Dimensi <i>airfoil</i> NACA 0015 serta VG	34
Gambar 3.2. Konfigurasi benda uji	34
Gambar 3.3. Domain simulasi	35
Gambar 3.4. Meshing dengan dan tanpa VG	36
Gambar 3.5. <i>Boundary condition</i>	37
Gambar 3.6. <i>Flowchart</i> untuk metode numerik	40
Gambar 3.7. Instalasi <i>airfoil</i> dengan <i>endwall</i> pada <i>windtunnel</i> . ..	41
Gambar 3.8. Posisi VG pada <i>airfoil</i> terhadap <i>endwall</i>	41
Gambar 3.9. <i>Windtunnel</i> yang digunakan untuk uji OFV	42
Gambar 3.10. Skema dan dimensi <i>windtunnel</i>	43
Gambar 3.11. Posisi penempatan <i>static pressure</i>	44

Gambar 3.12. <i>Inclined Manometer</i>	45
Gambar 3.13. <i>Flowchart</i> untuk metode eksperimen	47
Gambar 4.1. <i>Oil Flow Visualization</i> $\alpha=8^\circ$ pada <i>endwall</i>	50
Gambar 4.2. <i>Oil Flow Visualization</i> $\alpha=10^\circ$ pada <i>endwall</i>	52
Gambar 4.3. Visualisasi aliran secara eksperimental dan numerik pada <i>endwall</i>	55
Gambar 4.4. <i>Streaklines</i> aliran $\alpha = 8^\circ$ pada <i>endwall</i>	56
Gambar 4.5. <i>Streaklines</i> aliran $\alpha = 10^\circ$ pada <i>endwall</i>	57
Gambar 4.6. <i>Streraklines</i> aliran melintasi <i>upper airfoil</i> dekat <i>endwall</i> $\alpha=8^\circ$	59
Gambar 4.7. <i>Streraklines</i> aliran melintasi <i>upper airfoil</i> dekat <i>endwall</i> $\alpha=10^\circ$	61
Gambar 4.8. Distribusi koefisien tekanan (C_p) $\alpha=8^\circ$	64
Gambar 4.9. Distribusi koefisien tekanan (C_p) $\alpha=10^\circ$	66
Gamabr 4.10. Distribusi ζ 5%C dibelakang <i>trailing edge</i> $\alpha=8^\circ$	68
Gambar 4.11. Distribusi ζ 5%C dibelakang <i>trailing edge</i> $\alpha=10^\circ$	70

DAFTAR SIMBOL

∞	<i>freestream</i>
b	<i>camber airfoil</i>
C	<i>chord airfoil</i>
C_D	<i>koefisien drag (drag coefficient)</i>
C_L	<i>koefisien lift (lift coefficient)</i>
C_p	<i>koefisien tekanan (pressure coefficient)</i>
h	<i>tinggi</i>
l	<i>lebar</i>
Re	<i>bilangan Reynolds (Reynolds number)</i>
S	<i>span airfoil</i>
t	<i>tebal</i>
T	<i>ketebalan maksimal (maximal thickness)</i>
VG	<i>vortex generator</i>
X_{VG}	<i>jarak antara leading edge dengan VG pada sumbu x</i>
Y_{VG}	<i>jarak VG terhadap airfoil pada sumbu y</i>
Z_{VG}	<i>jarak VG terhadap endwall pada sumbu z</i>
α	<i>sudut serang (angle of attack)</i>
β	<i>sudut kemiringan VG terhadap endwall</i>
ζ	<i>koefisien kerugian tekanan total (total pressure losses coefficient)</i>

Halaman ini sengaja dikosongkan



BAB I

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Aliran fluida yang melintasi *airfoil* dekat *endwall* akan menimbulkan separasi. Separasi terjadi secara dua dimensi dan tiga dimensi. Separasi dua dimensi terjadi akibat momentum aliran tidak cukup kuat untuk melawan tegangan geser pada permukaan bodi *airfoil* dan *adverse pressure gradien*, hal ini terjadi di daerah *midspan*. Separasi tiga dimensi terjadi akibat interaksi *boundary layer* pada dua *body* yang berdekatan, hal ini terjadi di daerah dekat *endwall*. Separasi tiga dimensi menyebabkan gaya *drag* pada *airfoil* meningkat dan gaya *lift* menurun. **Horlock dan Lakshminarayana** (1982) menyatakan bahwa pada kompressor axial 50% dari total kerugian hidrolis disebabkan oleh aliran sekunder. Berbagai modifikasi terus dilakukan untuk mengendalikan separasi ini, diantaranya penggunaan *vortex generator*, penggunaan *forward facing step*, penambahan *fairing* pada *leading edge airfoil*. perubahan bentuk *airfoil*, penambahan kekasaran, dan banyak lagi.

Akhir-akhir ini diketahui bahwa analisa aliran dua dimensi tidak cukup untuk mendeskripsikan fenomena dan karakteristik aliran dekat *endwall* karena fenomena aliran yang terjadi ternyata sangat kompleks. Sehingga analisa dua dimensi mulai ditinggalkan, kecuali untuk kasus-kasus tertentu. Fenomena aliran tiga dimensi pada aliran yang melalui benda terjadi bila aliran fluida banyak menerima gangguan. **Abdulla et al** (1991) dalam penelitiannya menyatakan bahwa fluida yang melintasi dekat *endwall* akan terseparasi secara tiga dimensi akibat adanya interaksi dari lapisan batas dua permukaan benda yang saling



berdekatan. Aliran tersebut menggulung membentuk formasi *horse shoe vortex* yang dikenal salah satu bentuk dari aliran sekunder.

Mirmanto Dkk (2014) melakukan sebuah penelitian untuk mengurangi kerugian energi yang diakibatkan aliran sekunder di *endwall junction*. Pengurangan kerugian energi dengan cara menambahkan *Forward Facing Step Turbulator* (FFST) di daerah *upstream*. *Endwall junction* dimodelkan sebagai airfoil NACA 0015 dan plat datar. Hasil yang didapatkan dengan penambahan FFST mampu meningkatkan intensitas turbulensi aliran dekat dinding sehingga dapat mereduksi kerugian energi.

Pristiyan, Dani (2014) menggunakan *airfoil* tipe NASA LS 0417 dimana masing-masing adalah *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* jenis *trapesium flat plate* dengan konfigurasi *counter rotating*. Dari penelitian tersebut didapatkan bahwa peningkatan bilangan *reynolds* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* dapat menyebabkan distribusi koefisien *lift* semakin naik untuk sudut serang 0° hingga 18° pada kedua variasi bilangan *reynolds*. Sedangkan untuk sudut serang sebesar 21° sudah terjadi fenomena *stall* pada *airfoil* dimana distribusi koefisien tekanan cenderung merata. Nilai C_L cenderung lebih tinggi karena dengan nilai Re yang lebih tinggi maka aliran pada permukaan diatas (*upper airfoil*) memiliki momentum yang lebih tinggi untuk melawan *adverse pressure gradient* dan gaya gesek kontur sehingga gaya *lift* cenderung semakin tinggi.

Meyer & Bechert (2003) meneliti tentang pengontrolan aliran sekunder pada *blade* kompresor. Penelitian ini dilakukan secara eksperimen dengan menggunakan *airfoil* tipe NACA 65 K48 pada *windtunnel* kecepatan rendah. *Single vortex generator* dipasang pada *airfoil* (*single wing*) di dekat *endwall* dimaksudkan untuk mengarahkan aliran menuju *endwall*. Akibatnya aliran dekat *endwall* mempunyai momentum yang lebih besar sehingga dapat



mengurangi potensi terjadinya separasi tiga dimensi. Dari penelitian **Meyer & Bechert** (2003) terlihat bahwa dengan penambahan *vortex generator* dapat memperkecil daerah separasi sudut yang terjadi di dekat *endwall*. Hal ini mengakibatkan kenaikan koefisien *lift* (C_L) pada *airfoil*.

Radiaprima (2015) melakukan penelitian secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder pada *airfoil* NASA LS-0417 menggunakan *vortex generator* di dekat *endwall*. Hasil yang didapatkan adalah terlihat bahwa dengan penambahan *vortex generator* dapat memperkecil daerah separasi tiga dimensi yang terjadi di dekat *endwall* untuk sudut serang tertentu. Hal ini mengakibatkan peningkatan koefisien *lift* (C_L), penurunan koefisien *drag* dan Penurunan *total pressure losses coefficient* pada *downstream*. Penggunaan *vortex generator* menghasilkan momentum yang lebih besar pada aliran dekat *endwall* sehingga mampu mengurangi separasi 3D. Penelitian yang dilakukan oleh **Radiaprima** (2015) hanya terfokus pada posisi *vortex generator* yang tetap. Dengan demikian, perlu dilakukan penelitian dengan pemindahan posisi *vortex generator* sehingga diperoleh posisi yang lebih efektif untuk mereduksi kerugian energi akibat separasi 3D.

Penelitian dari **Alvin** (2015) menggunakan simulasi secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder pada NACA 0015 yang diberikan sudut serang sebesar 10° menggunakan *vortex generator* dengan posisi dan sudut tertentu. Sebagai hasil dari reduksi aliran sekunder yakni adanya peningkatan koefisien *lift* (C_L) dan penurunan koefisien *drag* (C_D) dengan posisi yang paling efektif adalah jarak 50% C. Penambahan *vortex generator* di bagian *upper airfoil* dekat *endwall* pada sudut serang 10° dan $Re = 1.14 \times 10^5$ dapat mengurangi *blockage effect* yang terjadi pada *upper airfoil*. Dengan berkurangnya *blockage effect*, *corner wake*



pun tereduksi sehingga *effective surface area* semakin luas. Hal ini menyebabkan koefisien *lift* meningkat, koefisien *drag* menurun dan *total pressure losses coefficient* menurun. Melengkapi penelitian **Alvin** (2015) tersebut maka dalam penelitian ini akan dilakukan studi eksperimen terhadap simulasi numerik tersebut dan ditambahkan variasi sudut serang sebesar 12° dengan variasi posisi *vortex generator* yang sama.

1.2. Rumusan Masalah

Aliran sekunder yang terjadi pada fluida ketika melintasi suatu *airfoil* di dekat *endwall* akan mengalami separasi tiga dimensi. Aliran sekunder ini terjadi karena adanya interaksi *boundary layer* pada dua *body* yang berdekatan, dalam penelitian ini *boundary layer* pada *airfoil* dan *endwall*. Adanya aliran sekunder ini mengakibatkan kerugian, diantaranya adalah *secondary loss* dan *blockage effect*. Kerugian tersebut dapat direduksi seperti yang dilakukan oleh **Meyer & Bechert** (2003) yaitu dengan menambahkan *single vortex generator* pada *airfoil* tipe NACA 65 K48 yang dapat meningkatkan momentum aliran pada daerah dekat *endwall*. Penelitian dilakukan dengan metode *oil flow visualization*, namun hal ini tidak dapat mengungkap secara detail karakteristik aliran pada *airfoil*. **Radiaprima** (2015) melakukan penelitian secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder pada *airfoil* NASA LS-0417 menggunakan *vortex generator* di dekat *endwall* dengan posisi *vortex generator* yang tetap terhadap *leading edge airfoil*. Namun demikian, belum diketahui posisi *vortex generator* yang efektif untuk menekan kerugian akibat aliran sekunder. Sehingga permasalahan dalam penelitian ini adalah bagaimana mendapatkan posisi *vortex generator* terhadap *leading edge airfoil* yang paling optimal untuk mereduksi aliran sekunder.



1.3. Tujuan Penelitian

Penelitian ini bertujuan untuk mempelajari pengaruh *vortex generator* pada aliran yang melewati airfoil NACA 0015 dekat *endwall* dengan sudut serang yang telah ditentukan baik secara simulasi numerik maupun secara eksperimen. Adapun beberapa tujuan secara rinci dari penelitian ini adalah :

1. Mengetahui karakteristik aliran secara detail yang melintasi *airfoil* dekat *endwall* dengan posisi *vortex generator* dan *angle of attack* yang bervariasi secara kualitatif yang terdiri dari: distribusi vektor kecepatan, distribusi koefisien tekanan, dan *streamline*.
2. Mengetahui pengaruh perubahan posisi *vortex generator* terhadap koefisien *lift* total (C_L), koefisien *drag* total (C_D), koefisien tekanan (C_p), dan *total pressure loss coefficient* (ζ)
3. Mendapatkan posisi *vortex generator* terhadap *leading edge* dan *angle of attack* yang paling optimal untuk mereduksi aliran sekunder.

Penelitian ini akan dilakukan secara numerik dan eksperimental. Untuk penelitian secara numerik digunakan *commercial software* Gambit 2.4.6 dan Fluent 6.3.26, sedangkan untuk penelitian secara eksperimental berupa *oil flow visualization* dengan benda kerja *airfoil* NACA0015 yang disimulasikan pada *openloop windtunnel*.

1.4. Batasan Masalah

Pada penelitian ini difokuskan untuk melihat detail karakteristik aliran fluida yang melintasi *airfoil* dan *endwall* pada posisi *vortex generator* yang berubah pada sudut serang mendekati *stall* . Perlu batasan masalah agar pembahasan yang dilakukan sesuai tujuan yang telah ditentukan, antara lain:



1. Fluida kerja yang digunakan adalah udara dengan kondisi aliran *freestream* bersifat *steady*, *incompressible*, *viscous*, dan *uniform* di sisi *inlet*.
2. Kemungkinan terjadinya perpindahan panas diabaikan.
3. Tipe *airfoil* yang digunakan adalah NACA 0015
4. Analisa Numerik dilakukan dengan perangkat lunak komersial *Fluent* 6.3.26. mode *full simulation* 3ddp

1.5. Sistematika Penulisan

Dalam penulisan hasil penelitian diperlukan adanya sistematika penulisan agar hasil yang disajikan dapat tersusun rapi dan sistematis. Adapun sistematika penulisan yang digunakan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut :

- **BAB I PENDAHULUAN**

Pada BAB I berisi latar belakang dari penulisan, rumusan masalah, batasan masalah dan tujuan yang ingin dicapai.

- **BAB II TINJAUAN PUSTAKA**

Pada BAB II diberikan beberapa referensi atau penelitian terdahulu terkait dengan Tugas Akhir ini.

- **BAB III METODOLOGI**

Pada BAB III menjelaskan alur pengerjaan Tugas Akhir ini dari awal hingga akhir selesai.

- **BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN**

Pada BAB IV berisikan penampilan dari hasil eksperimen dan numerik, serta perbandingan dari keduanya.

- **BAB V PENUTUP**

Dalam BAB V yakni bab terakhir yang berisikan kesimpulan yang didapatkan dan beberapa saran dari penulis.

- **LAMPIRAN**

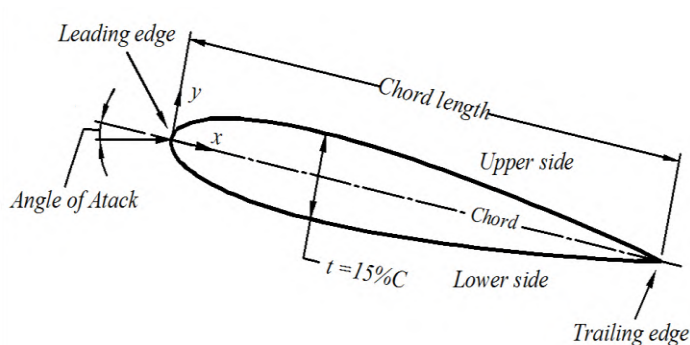
Lampiran berisikan beberapa data dan tabel penunjang yang dapat memperjelas isi dari buku.



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1. Airfoil NACA 0015

Airfoil merupakan salah satu alat yang memanfaatkan ilmu aerodinamika. Bentuk *airfoil* dibuat khusus agar aliran fluida yang melewatinya dapat bergerak lebih aerodinamis. *Airfoil* ada dua jenis yaitu *airfoil* simetri dan *airfoil* asimetri. Salah satu dari simetri *airfoil* yaitu *airfoil* NACA 0015. Sisi bagian depan *airfoil* disebut *leading edge*. Sisi bagian belakang dari *airfoil* disebut *trailing edge*. Garis yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge* disebut *chord*. Sedangkan panjangnya disebut *chord length*. Sudut yang dibentuk oleh *chord* terhadap arah aliran utama disebut dengan *angle of attack* (α).



Gambar 2.1 Profil Airfoil NACA 0015

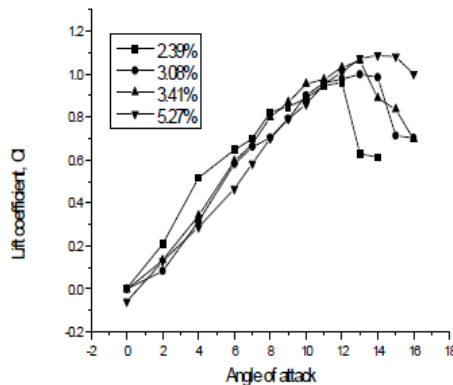
NACA 0015 mempunyai empat digit angka. Digit pertama dan kedua bernilai nol artinya *airfoil* tidak memiliki *camber*. Digit ketiga dan keempat bernilai lima belas artinya jumlah persentase ketebalan maksimum 15% terhadap *chord length* *airfoil*. Koordinatnya dibuat dengan persamaan berikut.

$$y = \frac{t}{0.2} c \left[0,2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0,1260 \left(\frac{x}{c}\right) - 0,3516 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0,2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0,1015 \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad (2.1)$$



Dengan keterangan, c adalah *chord length*. x adalah jarak koordinat *chord* (dari 0 hingga ke c). y adalah jarak koordinat *airfoil* terhadap sumbu y . Sedangkan t adalah persentase ketebalan maksimum *airfoil* terhadap *chord length*. Bila *airfoil* NACA 0015 dibuat mengikuti persamaan 2.1 dengan *chord length* dan sudut serang tertentu maka akan terbentuk profil *airfoil* seperti pada gambar 2.1.

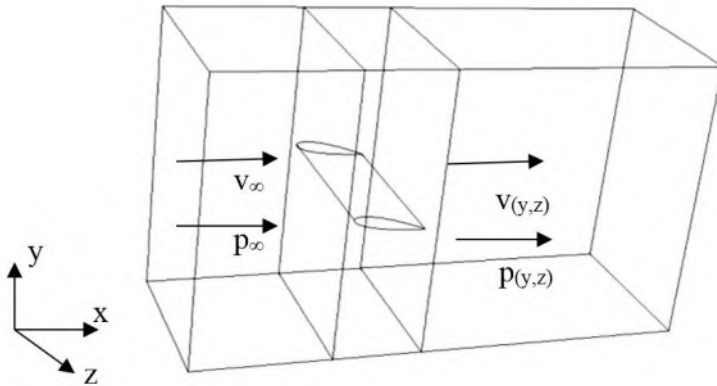
Salah satu karakteristik *Airfoil* yaitu koefisien lift. Pada gambar 2.2 ditunjukkan koefisien lift *Airfoil* NACA 0015 fungsi sudut serang dengan variasi intensitas turbulensi.



Gambar 2.2 Grafik koefisien lift fungsi sudut serang *airfoil* NACA 0015 dengan variasi intensitas turbulensi (Yap dkk, 2001)

2.2. Total Pressure Losses Coefficient

Dalam mempresentasikan separasi aliran 3D, akan digunakan kajian terhadap koefisien kerugian tekanan total yang dapat diturunkan dari persamaan energi. Hal ini disebabkan *Total Pressure losses coefficient* mampu merepresentasikan kerugian energi akibat tekanan dan energi kinetik. Berdasarkan ilustrasi properti aliran pada Gambar 2.5 di bawah, v_∞ dan p_∞ merupakan kecepatan dan tekanan *freestream* dari *inlet*. Sedangkan, $v_{(y,z)}$ dan $p_{(y,z)}$ merupakan kecepatan dan tekanan pada posisi (y, z) . *Total pressure losses coefficient* (ζ_v) didefinisikan sebagai berikut:



Gambar 2.3 Aliran yang melalui *airfoil*

Pada *inviscid flow*:

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} + gZ_{\infty} = \text{constant} \quad (2.2)$$

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} + gZ_{\infty} = \frac{p(y,z)}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} + gZ_{(y,z)} \quad (2.3)$$

dimana $z = Z_{\infty}$

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} = \frac{p(y,z)}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} \quad (2.4)$$

$$p_{0 \infty} = p_{0(y,z)} \quad (2.5)$$

Sedangkan pada *viscous flow* ada *specific energy losses* seperti persamaan (2.6) berikut ini.

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} = \frac{p(y,z)}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} + \Delta p_{0 \text{ loss}} \quad (2.6)$$

Jika $z = Z_{\infty}$, maka:

$$p_{0 \infty} = p_{0(y,z)} + \Delta p_{0 \text{ loss}} \quad (2.7)$$



Total kerugian energi dapat diwakili oleh *axial total pressure loss coefficient* (ζ_{axial}) sehingga persamaan 2.10 ditulis kembali menjadi,

$$\zeta_{axial} = \frac{p_{0\infty} - (p + 0,5\rho\bar{V}_{axial}^2)}{0,5\rho\bar{V}_{\infty}^2} = \frac{\Delta p_{0\text{ loss}}}{0,5\rho\bar{V}_{\infty}^2} \quad (2.8)$$

2.3. Koefisien Tekanan, Koefisien Drag, dan Koefisien Lift

2.3.1. Koefisien Tekanan

Distribusi tekanan yang terjadi pada kontur benda bisa dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut koefisien tekanan. Koefisien tekanan (C_p) adalah selisih antara tekanan statis lokal dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis.

$$C_p = \frac{p_c - p_{\infty}}{1/2\rho U^2} \quad (2.9)$$

dimana:

C_p : koefisien tekanan

p_c : tekanan statis lokal pada kontur

p_{∞} : tekanan statis aliran bebas

ρ : massa jenis fluida

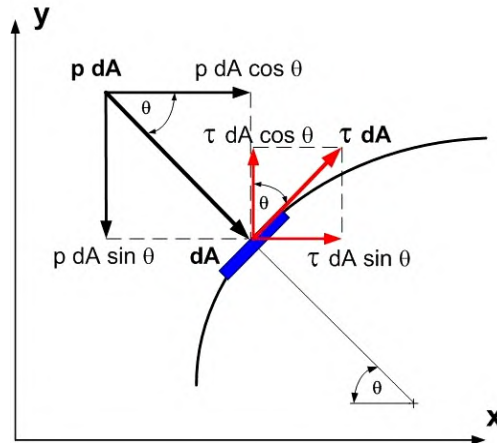
U : kecepatan *freestream*

2.3.2. Koefisien Drag dan Koefisien Lift

Benda yang terbenam di dalam aliran fluida yang bergerak akan mengalami gaya-gaya akibat interaksi dengan fluida. Gaya yang ditimbulkan ini dapat berupa *normal force* (gaya normal) akibat dari tekanan fluida dan *shear force* (gaya geser) yang disebabkan oleh viskositas fluida. Pada aliran dua dimensi, gaya-gaya yang sejajar dengan aliran fluida disebut *drag force* (gaya hambat) sedangkan gaya-gaya yang tegak lurus dengan arah aliran dinamakan *lift force* (gaya angkat). Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* (F_{Df}) yaitu gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial yang timbul sebagai akibat adanya viskositas (tegangan geser antara fluida dan



permukaan benda) dan *pressure drag* (F_{Dp}) yaitu gaya hambat yang tegak lurus terhadap permukaan benda yang timbul karena adanya tekanan fluida. Resultan antara *skin friction drag* dengan *pressure drag* ini disebut *profile drag* (gaya hambat total) yang ditunjukkan pada Gambar 2.6.



Gambar 2.4 Profile drag (Sita, 2009).

Resultan dari gaya akan menghasilkan komponen gaya-gaya sebagai berikut:

$$dF_x = (pdA)\cos\theta + (\tau dA)\sin\theta \quad (2.10)$$

$$dF_y = -(pdA)\sin\theta + (\tau dA)\cos\theta \quad (2.11)$$

komponen gaya ke arah sumbu-x adalah gaya hambat sedangkan komponen gaya ke arah sumbu-y adalah gaya *lift*. Gaya hambat yang terbentuk dapat didefinisikan sebagai berikut:

$$F_D = F_{Df} + F_{Dp} \quad (2.12)$$

$$F_D = \int \cos\theta(p dA) + \int \sin\theta(\tau dA) \quad (2.13)$$



Biasanya gaya *drag* sering diekspresikan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* yang didefinisikan sebagai total tegangan akibat gaya *drag* dibagi dengan tekanan dinamis *freestream* ($1/2\rho U_{\infty}^2$) atau:

$$C_D = \frac{F_D}{1/2\rho U_{\infty}^2 A} \quad (2.14)$$

Koefisien *drag* (C_D) juga dapat diperoleh dengan hasil integrasi dari distribusi tekanan (C_p) sepanjang kontur *solid body* yang merupakan kontribusi dari *normal pressure* atau *pressure drag*. Adapun koefisien *drag* (C_D) diperoleh dengan mengintegrasikan distribusi tekanan sepanjang kontur dengan persamaan sebagai berikut :

$$C_D = \frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \cos(\theta) d\theta \quad (2.15)$$

Gaya *lift* merupakan komponen gaya yang tegak lurus terhadap aliran *freestream*. Perbedaan kecepatan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari suatu benda dapat menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan yang dapat menimbulkan terjadinya *lift*. Adapun koefisien *lift* (C_L) dapat ditunjukkan dari persamaan berikut :

$$C_L = \frac{F_L}{1/2\rho U_{\infty}^2 A} \quad (2.16)$$

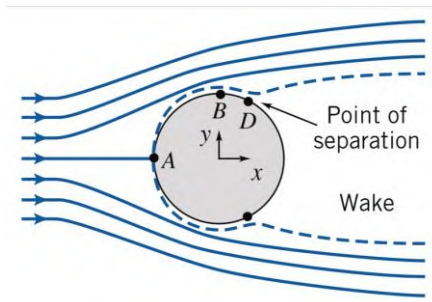
$$C_L = -\frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \sin(\theta) d\theta \quad (2.17)$$

2.4. Separasi Aliran Dua Dimensi

Pada aliran dua dimensi yang melewati sebuah *body*, terjadi separasi aliran akibat pengaruh *boundary layer* dari *body* silinder. Ilustrasi aliran tersebut dapat dilihat pada gambar 2.7, di mana titik A adalah titik stagnasi, titik dimana tekanan aliran memiliki nilai



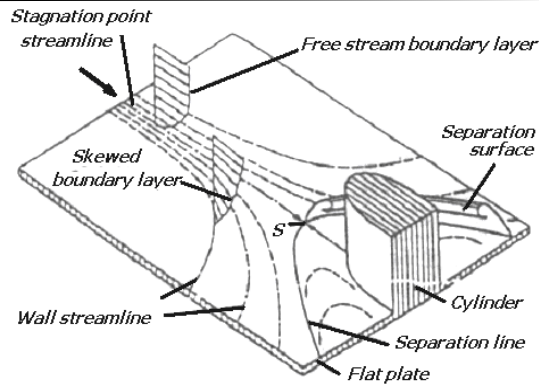
tertinggi, titik B adalah titik dimana aliran fluida di permukaan silinder memiliki kecepatan tertinggi dan titik D adalah titik separasi aliran fluida dengan silinder. Separasi yang terjadi pada titik D disebabkan oleh efek *adverse pressure gradient* dan tegangan geser dari *boundary layer* silinder, sehingga mulai dari titik B, kecepatan aliran fluida akan menurun hingga mendekati nol dan akhirnya partikel fluida tersebut akan terlepas dari permukaan silinder.



Gambar 2.5 Aliran viskous inkompresibel melewati sebuah silinder
(Fox dkk, 2011)

2.5. Separasi Aliran Tiga Dimensi

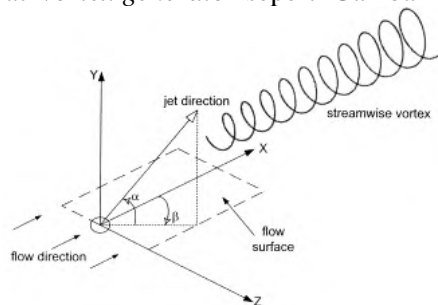
Aliran *viscous* yang melintas diantara permukaan dua benda yang saling berdekatan akan mengalami interaksi antara *boundary layer* satu dengan yang lainnya, hal ini menyebabkan terjadinya separasi yang memiliki tiga komponen arah (x,y,z), bentuk aliran ini sangat kompleks. contohnya seperti pada aliran yang melintasi interaksi *squat cylindrical body* dengan pelat datar. Kondisi ini secara fisik sangat rumit, namun ilustrasi aliran tersebut diperlihatkan pada Gambar 2.8. Di sini digambarkan *squat cylindrical body* yang ditempatkan menempel pada permukaan plat datar. Apabila lapisan batas 2-D yang berkembang pada plat datar (*free stream boundary layer*) mendekati bodi, maka *adverse pressure gradient* menyebabkan lapisan batas akan *skewed* dan menimbulkan *streamwise vortices* pada *leading edge*. Lapisan batas akan terseparasi disekitar *leading edge* dan titik separasi ini disebut *saddle point (S)*.



Gambar 2.6 Terbentuknya aliran tiga dimensi (Tobak & Peake, 1982).

2.6. Vortex generator

Vortex generator merupakan perangkat aerodinamika yang berbentuk menyerupai sirip dimana biasanya *vortex generator* ini diletakkan pada permukaan atas dari suatu benda seperti pada sayap pesawat atau pada sudu turbin. Ketika benda tersebut bergerak, maka *vortex generator* ini menyebabkan munculnya *vortex* atau olakan, akibatnya terjadi *transfer momentum* pada daerah setelah melewati *vortex generator* sehingga terjadi transformasi *boundary layer* yang pada mulanya berupa *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. Pola aliran setelah melewati *vortex generator* seperti Gambar 2.11.

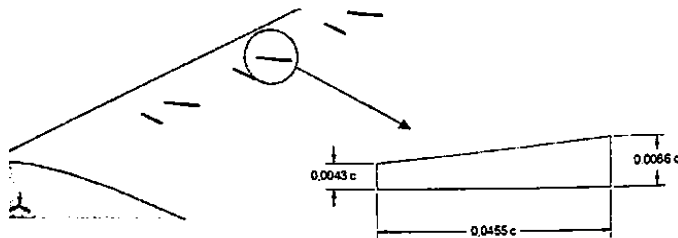


Gambar 2.7 *Streamwise vortices* pada daerah setelah melewati *vortex generator* (Sita, 2009)

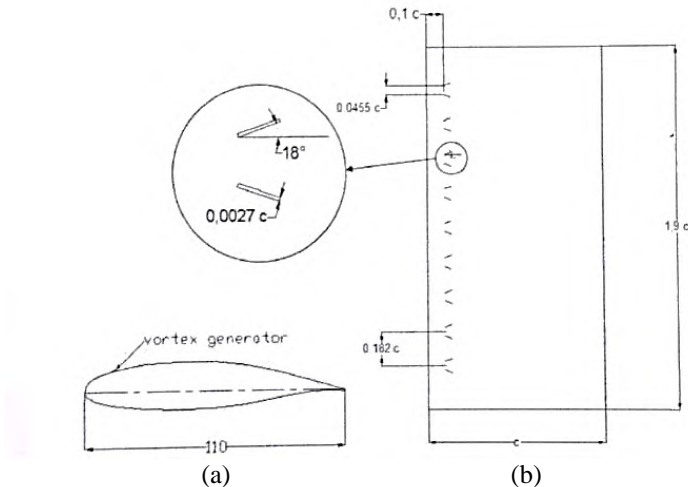


Vortex generator pada dasarnya dimanfaatkan untuk menunda separasi aliran yang memiliki efek merugikan terhadap *lift* maupun *drag* dari suatu *body* yang bergerak. Untuk mengatasi hal tersebut maka *vortex generator* ini ditempatkan pada *external surface* pada suatu *moving body*. Ketika melalui *vortex generator*, maka aliran akan timbul *vortex* akibat adanya *transfer momentum* pada partikel fluida yang bergerak secara rotasi sehingga menimbulkan *streamwise vortices* pada permukaan benda. Munculnya *vortices* ini menyebabkan perubahan *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* yang memiliki gradien kecepatan yang lebih tinggi pada daerah dekat permukaan. Hal ini menyebabkan adanya penambahan momentum aliran sehingga lebih mampu melawan *adverse pressure gradient* (gradien tekanan balik) maupun tegangan geser yang terjadi sehingga separasi dapat tertunda. Tertundanya separasi ini menyebabkan daerah *wake* yang terbentuk menjadi lebih sempit sehingga secara teoritis nilai *drag coefficient* akan turun sedangkan *lift coefficient* akan meningkat. Dengan kata lain, penambahan *vortex generator* ini bertujuan untuk meningkatkan performa aerodinamika suatu benda yang ditunjukkan dengan peningkatan rasio C_L/C_D .

Pristiyan, Dany (2014) menggunakan *airfoil* tipe NASA LS-0417 dimana masing-masing adalah *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator*. Jenis *vortex generator* yang digunakan yaitu *trapezium flat plate* dengan konfigurasi *counter rotating* seperti yang ditunjukkan pada gambar dibawah ini :



Gambar 2.8 *Trapezium flat plate vortex generator (Pristiyan, 2014)*



Gambar 2.9 Konfigurasi *vortex generator* pada *airfoil* (a) tampak samping (b) tampak atas (Pristiyan, 2014)

Dimensi *airfoil* NASA LS-0417 yang digunakan adalah sebagai berikut :

- Panjang *chord* adalah 110mm
- Panjang *span* adalah 1,9 c
- *Maximum thickness* 18,69mm pada $x/c = 0,4$

Spesifikasi *vortex generator* yang digunakan adalah sebagai berikut :

- Jenis *vortex generator* yaitu *trapesium flat plate*
- Konfigurasi *counter rotating*
- Ketinggian maksimum 0,0086 c
- Ketinggian minimum 0,0043 c
- *Angle of incidence* 18° terhadap arah aliran
- Diletakkan pada 10% *chord* dari *leading edge*

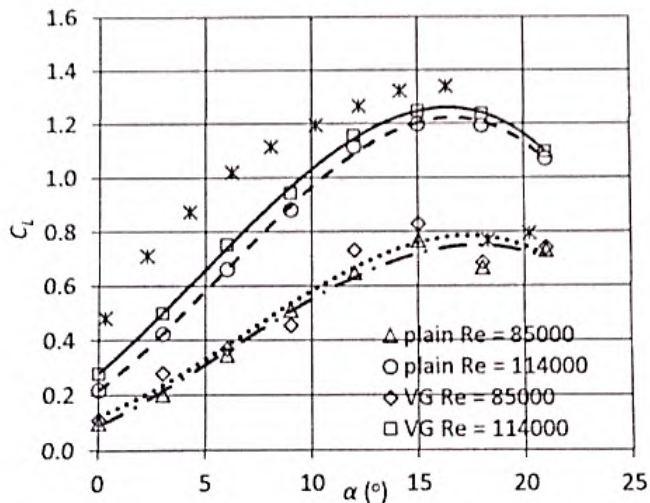
Penentuan dimensi ketinggian *vortex generator* sebesar 0,0086 c pada 10% *chord* dari *leading edge* ini didasarkan pada percobaan Anand dkk (2010) yang menggunakan *airfoil* NACA



Tugas Akhir Konversi Energi

0012 dengan konfigurasi *vortex generator* berupa *trapesium flat plate counter rotating vortex generator* yang diletakkan pada 10% c dari *leading edge*.

Pengambilan data yang dilakukan yaitu membandingkan dua *airfoil* yaitu *plain* dan dengan VG dengan variasi sudut serang 0° , 3° , 6° , 9° , 12° , 15° , 18° , dan 21° . Bilangan *reynold* yang digunakan sebesar $0,85 \times 10^5$ ($U_\infty = 12$ m/s) dan $1,14 \times 10^5$ ($U_\infty = 17$ m/s).



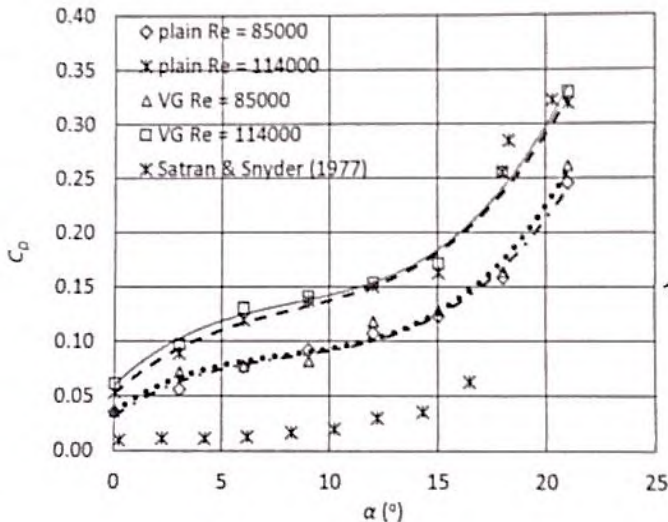
Gambar 2.10 Grafik hubungan koefisien lift (C_L) terhadap sudut serang (α) *plain airfoil*, *airfoil* dengan VG, serta pada percobaan Satran dan Snyder (1997), Anand dkk (2010)

Dari gambar diatas didapatkan bahwa peningkatan bilangan *reynolds* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan VG dapat menyebabkan distribusi koefisien *lift* semakin naik untuk $\alpha = 10^\circ$ sampai $\alpha = 18^\circ$ pada kedua bilangan *reynolds*. Sedangkan untuk $\alpha = 21^\circ$ sudah terjadi fenomena *stall* dimana distribusi koefisien tekanan cenderung merata. Dari grafik diatas terlihat bahwa nilai C_L pada percobaan **Satran dan Snyder (1997)** memiliki *trendline* identik dengan percobaan yang dilakukan, namun pada percobaan



Tugas Akhir Konversi Energi

Anand dkk (2010) memiliki nilai C_L yang cenderung lebih rendah karena dengan nilai Re yang lebih rendah maka aliran pada permukaan atas *airfoil* memiliki momentum yang lebih rendah untuk melawan *adverse pressure gradient* dan gaya gesek kontur sehingga gaya *lift* yang terjadi juga lebih rendah.



Gambar 2.11 Grafik hubungan koefisien drag (C_D) terhadap sudut serang (α) *plain airfoil* dengan VG, serta pada percobaan Satran dan Snyder (1997), Anand dkk (2010)

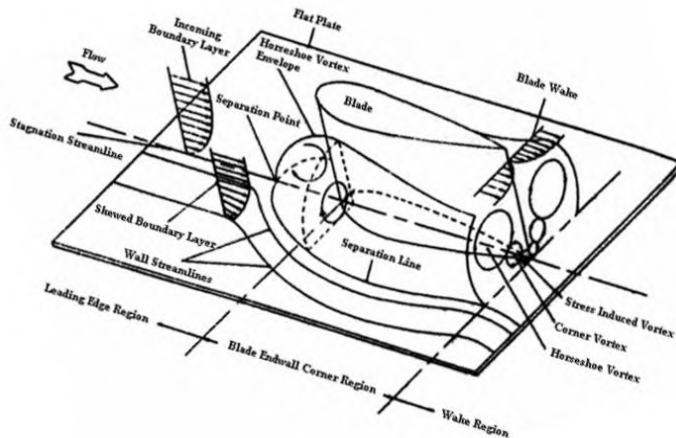
Koefisien drag (C_D) pada *airfoil* LS 0417 *plain airfoil* dengan VG pada gambar 2.11 akan mengalami kenaikan seiring dengan kenaikan sudut serang. Adanya penambahan VG mengakibatkan kenaikan koefisien drag (C_D) bila dibandingkan dengan *plain airfoil*. Penambahan VG akan menaikkan harga C_D rata-rata sebesar 4,9% untuk $Re = 0,85 \times 10^5$ dan akan menaikkan harga C_D rata-rata sebesar 5,4% untuk $Re = 1,14 \times 10^5$. Hal ini dikarenakan bahwa dengan adanya penambahan VG akan mempercepat terbentuknya *turbulent boundary layer* sehingga kecepatan aliran akan meningkat dan gaya gesek kontur juga akan



meningkat. Selain itu, dengan penambahan VG ini juga akan menyebabkan gangguan pada aliran sehingga dapat meningkatkan *drag force* dari *airfoil*. Dengan meningkatnya kecepatan aliran dan adanya gangguan aliran dengan penambahan VG ini maka akan menurunkan *total drag force* pada *airfoil* dengan *vortex generator*.

2.7. Aliran Melalui Interaksi simetri *Airfoil* dengan Pelat Datar

Abdulla dkk (1991) telah melakukan kajian secara eksperimental pada kombinasi NACA 65-015 dengan pelat datar. Eksperimen dilakukan dengan susunan *airfoil* tegak lurus terhadap permukaan pelat, dimana *incidence* = 0° dan aliran bebas mempunyai kecepatan $V = 27,3$ m/s. Gambar 2.12 merupakan skema aliran pada *airfoil* dan *endwall*.



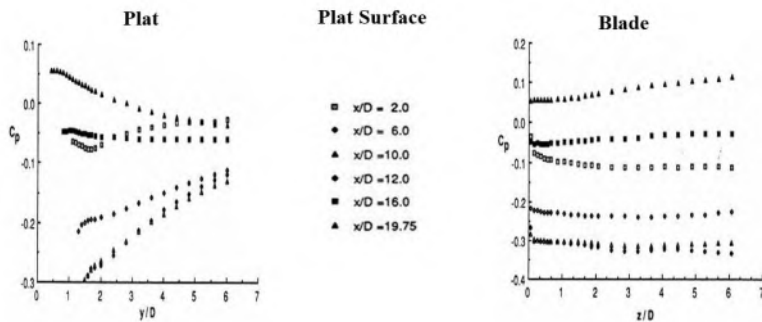
Gambar 2.12 Skematik *horseshoe vortex system* pada *endwall* (Abdulla,1991)

Pada penelitian tersebut diperlihatkan bahwa visualisasi aliran (*oil flow visualization*) pada permukaan pelat datar (*endwall*) secara tegas diwakili oleh *single horse shoe vortex* di antara *leading edge* dan titik ketebalan maksimum (*maksimum thickness*). Ukuran dan kekuatan *vortex* tergantung pada bentuk *blade leading*



edge dan tebal lapisan batas yang berkembang pada *airfoil* dan *endwall*.

Pada Gambar 2.13 diperlihatkan distribusi tekanan pada *blade surface* dan *endwall surface*. Terlihat distribusi tekanan statis (C_p) pada permukaan *endwall* bervariasi secara signifikan, sedangkan pada permukaan sudu distribusi tekanan mempunyai kecenderungan yang hampir sama. Tekanan statis daerah sudut *blade trailing edge* dan *downstream* mempunyai harga maksimum, tetapi harga ini menurun ke arah *downstream* dan ke arah *span*. Hasil yang dicapai dari pengukuran *wall shear stress* mengindikasikan aliran 3-dimensi berada hingga jauh dibelakang *trailing edge* dengan panjang lebih dari panjang satu *chord*.



Gambar 2.13 Distribusi C_p pada permukaan pelat dan sudu (Abdulla, 1991).

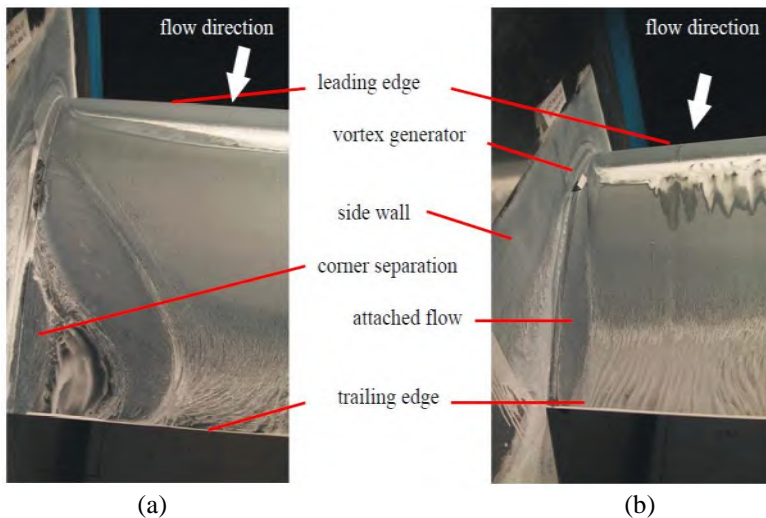
2.8. Pengontrolan Aliran Sekunder pada Airfoil dan Endwall.

Sebuah penelitian secara eksperimen tentang *corner separation* antara dinding dan *airfoil* dalam *windtunnel* dilakukan oleh Meyer&Bechert (2003). *Corner separation* disebabkan oleh adanya interaksi antara lapisan batas di dinding dengan *blade*. Perangkat kontrol aliran pasif *single vortex generator* ditempatkan disisi atas *airfoil* dekat dengan *endwall* yang digunakan untuk mengurangi *corner separation*. Separasi aliran di sudut antara dinding dan *blade* adalah sumber utama kerugian dalam *turbomachines*.



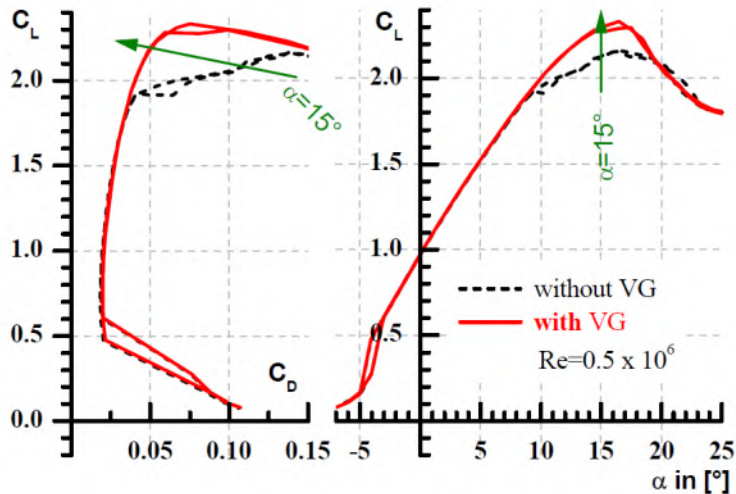
Tugas Akhir Konversi Energi

Gambar 2.14 merupakan visualisasi aliran pada *airfoil*. Aliran pada daerah sudut antara dinding dan *airfoil* terlihat dengan visualisasi, *corner separation* terlihat jelas pada Gambar 2.14 (a). Gambar 2.14 (b) menunjukkan bahwa separasi yang terjadi telah berkurang. Hal ini terjadi karena adanya *vortex generator* yang dipasang pada *airfoil* yang berfungsi untuk mengarahkan aliran ke dekat pelat datar yang dapat memperbesar momentum dari aliran sehingga dapat mengurangi separasi yang terjadi.



Gambar 2.14 Hasil visualisasi aliran (a)tanpa *vortex generator*
(b)dengan *vortex generator* (Meyer& Bechert, 2003).

Pada Gambar 2.15 terlihat hasil pengukuran koefisien *lift* dan *drag* fungsi dari sudut serang antara yang diberi *vortex generator* dengan yang tidak diberi. Meskipun gaya hambatan yang timbul dari *vortex generator* tidak dapat dihindari, namun tidak ada kenaikan *net drag* pada *airfoil*. Pada sudut serang yang lebih tinggi, *vortex generator* dapat mengurangi gaya *drag* dan dapat memperbaiki gaya *lift* pada *airfoil*.



Gambar 2.15 Grafik koefisien *drag* dan *lift* sebagai fungsi sudut serang (Meyer& Bechert, 2003).

Radiaprima (2015) melakukan penelitian secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder pada *airfoil* NASA LS-0417 menggunakan single *vortex generator* di dekat *endwall*. Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik. Simulasi numerik menggunakan *software* Gambit 2.4 dan Fluent 6.3.26 dengan model turbulen *k-ε* standard. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 13 m/s dan 18 m/s ($Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5) dengan sudut serang (α) = 0° , 5° , 10° , 13° dan 15° . Model benda uji berupa *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* yang terpasang pada *endwall* yang berbentuk pelat datar.

Hasilnya didapatkan bahwa besarnya nilai *total pressure losses coefficient* dari *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* sejauh 5 cm dibelakang *trailing edge* dengan $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5 ditunjukkan pada Tabel 2.1. Dari tabel 2.1 dapat dilihat dengan penambahan *vortex generator* dapat mereduksi *total pressure losses coefficient* atau bahkan sebaliknya. Pada sudut serang 0° dan 5° dengan penambahan *vortex generator* tidak



Tugas Akhir Konversi Energi

mampu mereduksi kerugian energi, bahkan terjadi peningkatan kerugian energi. Ketika sudut serang 10° , mulai terjadi pereduksian kerugian energi, namun reduksinya tidak terlalu besar. Semakin tinggi sudut serang pereduksian kerugian energi juga semakin meningkat, puncaknya yaitu pada sudut serang 13° sebesar 7.28% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$. Pada sudut serang 15° juga terjadi pereduksian kerugian energi, namun tidak sebesar pada sudut serang 13° . Ketika sudut serang dinaikkan kembali sampai 20° , kerugian energi kembali tidak mampu direduksi. *Vortex generator* lebih efektif dipasang pada sudut serang 10° sampai 15° , khususnya pada sudut serang 13° .

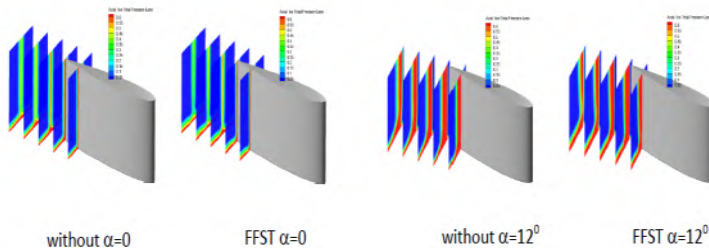
Tabel 2.1 *Total pressure losses coefficient* pada airfoil dengan dan tanpa *vortex generator*.

α ($^\circ$)	Re (10^5)	ζ 5 cm di belakang TE		Reduksi ζ (%)
		Tanpa VG	Dengan VG	
0	0.85	0.012	0.029	-146.55
	1.14	0.001	0.022	-123.23
5	0.85	0.020	0.036	-78.82
	1.14	0.019	0.030	-60.12
10	0.85	0.050	0.049	1.01
	1.14	0.047	0.046	2.54
13	0.85	0.095	0.092	3.05
	1.14	0.092	0.085	7.28
15	0.85	0.140	0.137	2.21
	1.14	0.138	0.129	6.40
17	0.85	0.196	0.232	-18.41
	1.14	0.194	0.230	-18.67
20	0.85	0.306	0.348	-13.84
	1.14	0.305	0.345	-12.86



Hal ini disebabkan karena *vortex generator* mampu mereduksi kerugian energi yang ditimbulkan oleh aliran sekunder. Selain dipengaruhi oleh sudut serang, keefektifan dari *vortex generator* juga dipengaruhi oleh besarnya bilangan *Reynoldss*. Ketika pada $Re = 0.85 \times 10^5$ kemampuan *vortex generator* untuk mereduksi kerugian energi tidak sebaik pada $Re = 1.14 \times 10^5$, hal ini terjadi pada semua sudut serang.

Mirmanto dkk (2014) melakukan sebuah penelitian untuk mengurangi kerugian energi yang diakibatkan aliran sekunder di *endwall junction*. Fenomena ini disebabkan adanya interaksi antara dua aliran viskous yang berdekatan (airfoil simetri dan *endwall*). Pengurangan kerugian energi dengan cara menambahkan *Forward Facing Step Turbulator* (FFST) di daerah *upstream*. *Endwall junction* dimodelkan sebagai airfoil NACA 0015 dan plat datar. FFST diletakkan pada jarak $L=2/3 C$ *upstream leading edge* dan ketebalan $d=4\% C$.



Gambar 2.16 Kontur *Total Loss Coefficient* (Mirmanto, 2014)

Bilangan reynolds yang digunakan $Re= 10^5$ with. Penelitian dilakukan dengan cara numerik dan eksperimen. Eksperimen yang dilakukan dengan metode *oil flow visualitation*. Hasil yang didapatkan dari penelitian ini adalah meningkatnya intensitas turbulensi aliran didekat dinding. Sehingga separasi dapat ditunda dan kerugian energi berkurang. Kerugian energi dipresentasikan dengan *total pressure loss coefficient* yang dianalisa pada *downstream* seperti pada gambar 2.16



Tabel 2.2 Pengurangan Kerugian Energi

α	Total Pressure Outlet		Energy Loss		
	Flat Plate	FFST	Flat Plate	FFST	Reduction
0	103.501	108.617	24.90%	21.18%	3.71%
4	103.384	108.687	24.98%	21.13%	3.85%
8	101.079	106.802	26.65%	22.50%	4.15%
12	95.268	100.139	30.87%	27.34%	3.53%
16	99.488	94.435	27.81%	31.48%	-3.67%

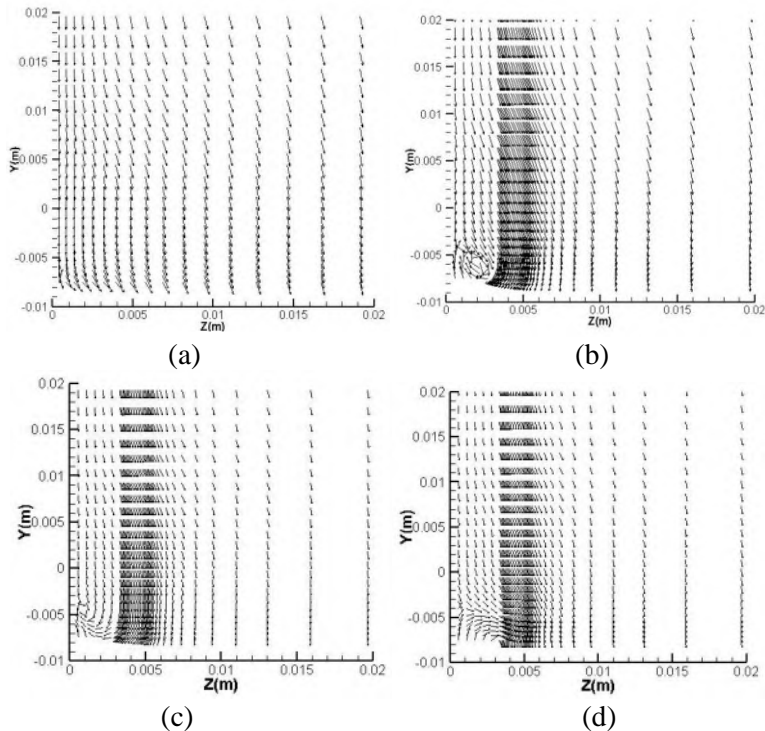
Tabel 2.2 menunjukkan pengurangan kerugian energi tanpa FFST dan dengan penambahan FFST dengan variasi *angle of attack* 0 sampai 16 derajat. Didapatkan hasil pada sudut 0-12 derajat terjadi penurunan kerugian energi dan paling efektif pada sudut 8 derajat yaitu sebesar 4.15%. Sehingga dapat disimpulkan bahwa dengan penambahan FFST mampu meningkatkan intensitas turbulensi aliran sehingga dapat mereduksi kerugian energi.

Alvin (2015) meneliti secara numerik optimasi posisi *vortex generator* terhadap *leading edge airfoil* NACA 0015 pada sudut serang (α) = 10°. **Alvin** melakukan variasi posisi *vortex generator* sebanyak 3 posisi yakni sebesar 45% , 50% dan 55% C. Struktur vektor kecepatan pada sudut serang 10° dengan pemotongan searah *span* dengan $x/c = 0.66$ pada $Re \ 1.14 \times 10^5$ ditunjukkan pada Gambar 2.17. Gambar 2.17 (a) merupakan vektor kecepatan pada *airfoil* tanpa *vortex generator* sedangkan Gambar 2.17 (b) merupakan vektor kecepatan pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 50%C, Gambar 2.17 (c) merupakan vektor kecepatan pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 45%C dan Gambar 2.17 (d) merupakan vektor kecepatan pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 55%C. Dari Gambar 2.17 (a) dan (b) terlihat perbedaan sruktur vektor kecepatan yang cukup signifikan. Pada *airfoil* tanpa *vortex generator* terlihat arah vektor kecepatan tidak membentuk pusaran (*vortex*). Sedangkan pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 50%C terlihat dengan jelas vektor



Tugas Akhir Konversi Energi

kecepatan membentuk sebuah *vortex*. Hasil yang sama juga terlihat pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 45% C dan 55% C.



Gambar 2.17 Struktur vektor kecepatan dengan pemotongan $x/c = 0.66$ pada $\alpha = 10^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) tanpa VG (b) VG posisi 50% C (c) VG posisi 45% C, (d) VG posisi 55% C (Alvin, 2015)

Fenomena *vortex* yang terbentuk dapat dijelaskan sebagai berikut. Pemasangan *vortex generator* yang membentuk sudut terhadap *endwall* seolah-olah berbentuk seperti *nozzle*. Karena aliran melintasi celah yang berbentuk seperti *nozzle*, maka terjadi percepatan aliran di dekat *endwall*. Konsekuensi dari percepatan aliran tersebut terjadi penurunan tekanan di daerah dekat *endwall*.



Adanya perbedaan tekanan yang lebih kecil antara *endwall* dan *mid span*, maka aliran dari *mid span* akan menuju ke *endwall*. Karena adanya dinding, aliran tidak mampu menembus dinding tersebut. Selanjutnya aliran menggulung ke atas dan membentuk *vortex*.

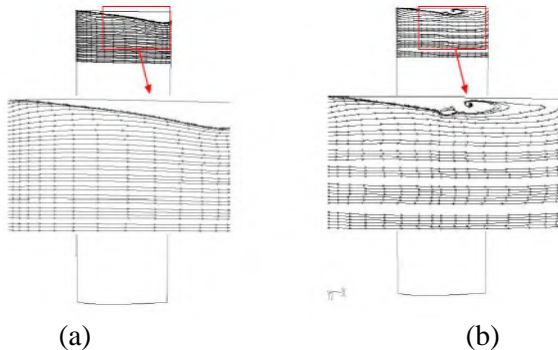
Vortex yang terbentuk akibat adanya *vortex generator* ini akan menyebabkan intensitas turbulensi aliran dibelakang *vortex generator* meningkat. Akibat meningkatnya intensitas turbulensi, momentum aliran kearah *exit* di *upper side airfoil* pun juga mengalami peningkatan. Momentum aliran yang lebih tinggi ini diharapkan mampu untuk melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser pada permukaan *airfoil*, sehingga separasi yang terjadi dapat ditunda. Ketika suatu aliran melewati *airfoil* di dekat *endwall* akan terjadi separasi aliran tiga dimensi (aliran sekunder). Aliran sekunder adalah bentuk aliran yang mengandung komponen kecepatan dengan arah orthogonal terhadap arah aliran utama. Terjadinya aliran sekunder ini karena adanya interaksi *boundary layer* pada *airfoil* dan *endwall* yang berdekatan. Hal ini mengakibatkan terjadinya separasi aliran tiga dimensi sehingga timbul *blockage effect*. *Blockage effect* menyebabkan terbentuknya *corner wake* didekat *endwall*. *Corner wake* menyebabkan *effective surface area* berkurang sehingga koefisien *lift* menurun dan koefisien *drag* meningkat.

Gambar 2.18 merupakan *streamline* aliran pada *upper side airfoil* untuk sudut serang 10° $Re = 1.14 \times 10^5$ baik tanpa maupun dengan *vortex generator*. Dari Gambar 2.18 (a) dan (b) terlihat adanya reduksi *corner wake* pada sudut serang 10° dengan $Re = 1.14 \times 10^5$. Reduksi dari *corner wake* ini diakibatkan karena adanya *vortex generator* yang dipasang di dekat *endwall*. *Vortex generator* ini berfungsi untuk menambah momentum aliran di dekat *endwall* serta meningkatkan intensitas turbulensi. Besarnya reduksi *corner wake* antara tanpa dan dengan *vortex generator* tidak dapat diukur secara langsung dengan menggunakan visualisasi. Hal ini disebabkan karena perbedaan besarnya reduksi *corner wake* tidak terlalu besar. Walaupun tidak bisa diketahui perbedaan besarnya reduksi *corner wake* secara kualitatif, namun hal tersebut dapat



Tugas Akhir Konversi Energi

diketahui melalui data kuantitatif dengan membandingkan *axial total pressure losses coefficient*.



Gambar 2.18 Streamline aliran di *upper side airfoil* $\alpha=10^\circ$ (a)tanpa VG, (b)VG posisi 50%C, (Alvin, 2015)

Koefisien kerugian tekanan total didapatkan dengan pemaparan nilai dari *surface integral* koefisien *axial total pressure losses* pada 5%C dibelakang *trailing edge*. Besarnya nilai *total pressure losses coefficient* (ζ) dari *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* dengan berbagai posisi sejauh 5%C dibelakang *trailing edge* dengan 1.14×10^5 pada sudut serang 10° ditunjukkan pada Tabel 2.3. Dari tabel 2.3 dapat dilihat dengan penambahan *vortex generator* dapat mereduksi *total pressure losses coefficient*. Reduksi *total pressure losses coefficient* paling besar terjadi pada saat posisi *vortex generator* berada pada 50%C dan paling kecil berada pada saat posisi 45%C.

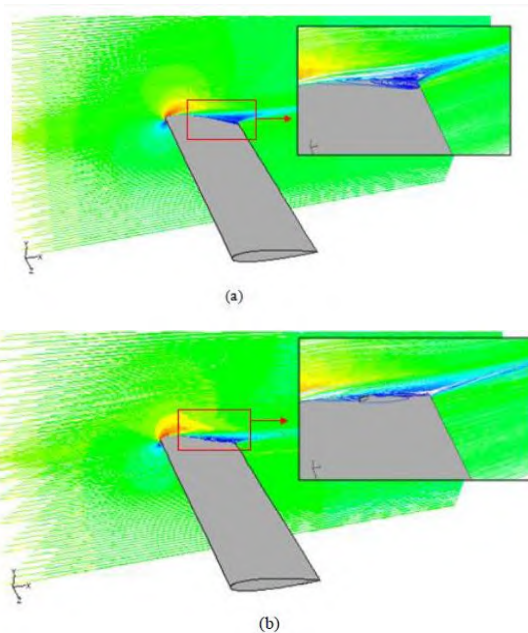
Tabel 2.3 *Total pressure losses coefficient* (ζ) pada *airfoil* tanpa dan dengan VG pada semua posisi (Alvin, 2015)

ζ pada $\alpha=10^\circ$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$		
Posisi VG	ζ 6 cm di belakang TE	Reduksi ζ (%)
-	0,03891	-
45%C	0,03637	6,5
50%C	0,03513	9,7
55%C	0,03576	8



Tugas Akhir Konversi Energi

Gambar 2.19 (a) Menunjukkan fenomena separasi 3D di dekat *endwall* pada *airfoil* NACA 0015 dengan sudut serang 10° dan bilangan reynold $1,14 \times 10^5$ tanpa *vortex generator*, Dapat dilihat, pada daerah berwarna biru terjadi pusaran aliran. Hal ini terjadi di *upper side airfoil* dekat *trailing edge*. Separasi 3D ini menyebabkan berkurangnya *efektif surface area* sehingga menyebabkan kerugian energi.



Gambar 2.19 Separasi 3D (a) tanpa VG (b) dengan VG pada 50% C
(Alvin, 2015)

Gambar 2.19 (b) Menunjukkan fenomena separasi 3D di dekat *endwall* pada *airfoil* NACA 0015 dengan sudut serang 10° dan bilangan reynold $1,14 \times 10^5$ dengan *vortex generator* pada posisi 50%C. Dapat dilihat, pada daerah berwarna biru terjadi pusaran aliran yang lebih kecil jika dibandingkan dengan *airfoil*



Tugas Akhir Konversi Energi

tanpa *vortex generator*. Hal ini Menyebabkan *efektif surface area* bertambah luas sehingga koefisien *lift* meningkat dan koefisien *drag* menurun

Tabel 2.4 menunjukkan nilai koefisien *lift* (C_L) dengan sudut serang 10° pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan pada $Re = 1.14 \times 10^5$. Dari tabel 2.4 dapat diketahui bahwa dengan penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan koefisien *lift*. Hal ini terjadi karena dengan penambahan *vortex generator* pada *airfoil* di dekat *endwall* dapat meningkatkan momentum dan intensitas turbulensi aliran di dekat *endwall*, sehingga aliran sekunder dapat direduksi). Peningkatan nilai Koefisien *lift* (C_L) paling besar terjadi pada posisi *vortex generator* 45%C yaitu sebanyak 0,526% sedangkan peningkatan nilai koefisien *lift* (C_L) paling kecil terjadi pada posisi *vortex generator* 50%C yaitu sebanyak 0,461%.

Tabel 2.4 Koefisien *Lift* (C_L) pada *airfoil* $\alpha = 10^\circ$ tanpa dan dengan *vortex generator* (Alvin, 2015)

Sudut 10° dan $Re = 1.14 \times 10^5$		
Posisi VG	Koefisien <i>Lift</i> (C_L)	Peningkatan C_L (%)
-	0,80572	-
45%C	0,80996	0,526
50%C	0,80944	0,461
55%C	0,80992	0,521

Tabel 2.5 menunjukkan nilai koefisien *drag* (C_D) dengan sudut serang 10° pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan pada $Re = 1.14 \times 10^5$. Dari tabel 2.5 dapat diketahui bahwa dengan penambahan *vortex generator* dapat menurunkan nilai koefisien *drag*. Hal ini terjadi karena dengan penambahan *vortex generator* pada *airfoil* di dekat *endwall* dapat meningkatkan momentum dan intensitas turbulensi aliran di dekat *endwall*, sehingga aliran



Tugas Akhir Konversi Energi

sekunder dapat direduksi Pengurangan nilai koefisien *lift* (CL) paling besar terjadi pada posisi *vortex generator* 50%C yaitu sebanyak 1,18% sedangkan peningkatan nilai koefisien *lift* (CL) paling kecil terjadi pada posisi *vortex generator* 45%C yaitu sebanyak 1,03%.

Tabel 2.5 Koefisien *Drag* (C_D) pada *airfoil* $\alpha = 10^\circ$ tanpa dan dengan *vortex generator* (Alvin, 2015)

Sudut 10° dan $Re = 1.14 \times 10^5$		
Posisi VG	Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	Pengurangan C_D (%)
-	0,10474	-
45%C	0,10366	1,03
50%C	0,1035	1,18
55%C	0,10359	1,09



Halaman ini sengaja dikosongkan



BAB III

METODE PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan dengan metode numerik menggunakan *software* GAMBIT 2.4.6 dan Fluent 6.3.26. Penelitian dengan menggunakan metode numerik mempunyai tiga tahapan utama yaitu *Pre-processing*, *processing*, dan *post-processing*. Untuk penelitian berupa metode eksperimen dilakukan di Laboratorium Mekanika dan Mesin-Mesin Fluida.

Model yang dibuat berupa geometri dari *airfoil* NACA 0015 yang dimodifikasi dengan penambahan *single vortex generator* pada *upper body* di dekat *endwall*. Posisi *vortex generator* diubah-ubah terhadap *leading edge airfoil* pada sudut serang mendekati *stall* yaitu $(\alpha) = 8^\circ$ dan 10° . Bilangan *Reynolds* yang digunakan adalah $1,14 \times 10^5$ sehingga kecepatan *freestream* 15 m/s.

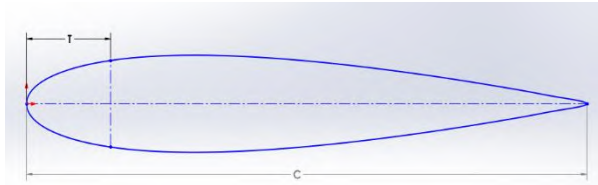
3.1. Penelitian Metode Numerik

3.1.1. *Pre-processing*

Tahap *Pre-processing* adalah tahap pembuatan model benda uji, pembuatan *meshing*, dan penentuan kondisi batas.

3.1.1.1. Benda Uji

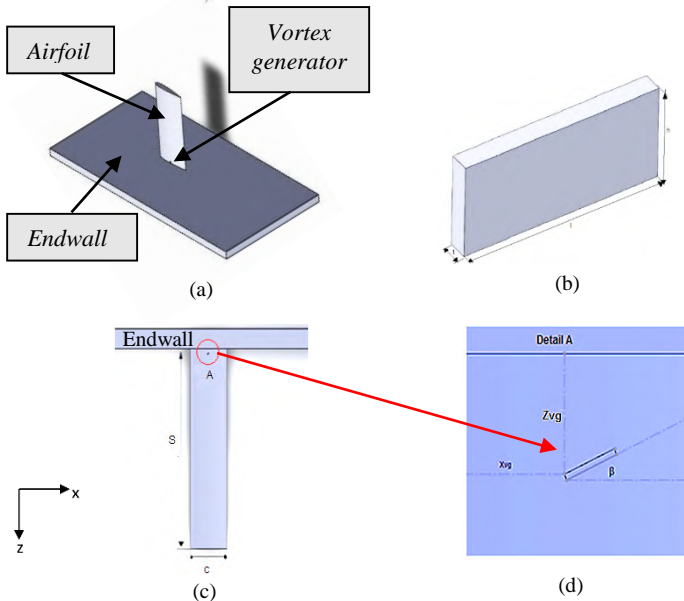
Penelitian ini menggunakan *airfoil* jenis NACA 0015 dan *vortex generator* yang terpasang pada *upper body airfoil* dekat *endwall*. Profil *Airfoil* NACA 0015 dapat dilihat pada gambar 3.1. Dimensi dan konfigurasi dari *vortex generator* mengacu pada penelitian dari **Meyer & Bechert** (2003) yang dapat dilihat pada tabel 3.1. Posisi *vortex generator* diubah-ubah terhadap *leading edge* dari *airfoil*. Benda uji dapat dibuat dengan menggunakan *software* GAMBIT 2.4. gambar benda uji dapat dilihat pada gambar 3.2



Gambar 3.1 Profil Airfoil NACA 0015

Tabel 3.1 Dimensi airfoil NACA 0015 serta vortex generator.

Airfoil NACA 0015 & Endwall		Vortex Generator	
Chord (C)	= 120 mm	Tinggi (h)	= 2.4% C
Span (S)	= 300 mm	Panjang (l)	= 5% C
Max. Thickness (T)	= 15% C	Tebal (t)	= 0.5% C
Panjang endwall	= 7 C	Sudut kemiringan (β)	= 14°
Tinggi endwall	= 4 C	Posisi VG ke arah chord (x_{vg}) = 40, 45, 50, dan 55% C	
		Posisi VG ke arah span (z_{vg}) = 4% C	

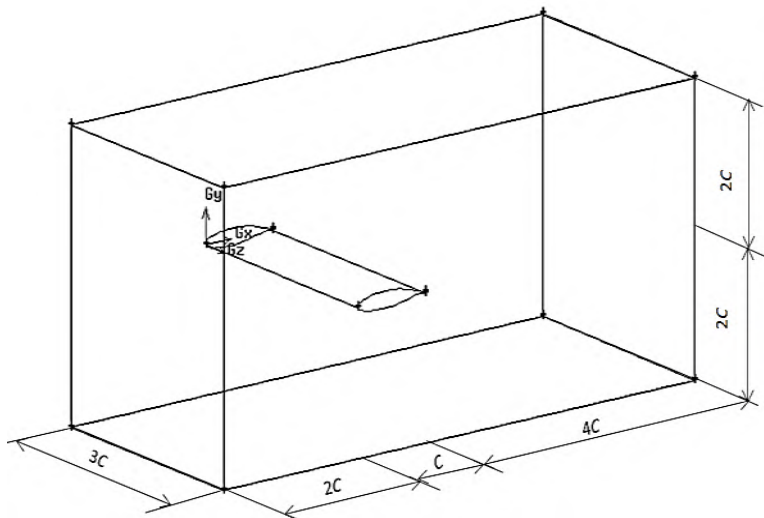


Gambar 3.2 Konfigurasi benda uji (a) Tampak isometrik (b) Vortex generator (c) Benda uji tampak atas (d) Detail A



3.1.1.2. Domain Simulasi

Dalam penelitian secara numerik, Domain simulasi sedapat mungkin harus disesuaikan dengan keadaan dan kondisi dari benda uji dan *test section*. Dalam penelitian ini domain simulasi berupa *airfoil* NACA 0015 dengan *vortex generator* di dalam sebuah *wind tunnel* yang dialiri fluida (udara). Domain simulasi dapat dilihat seperti pada Gambar 3.3.



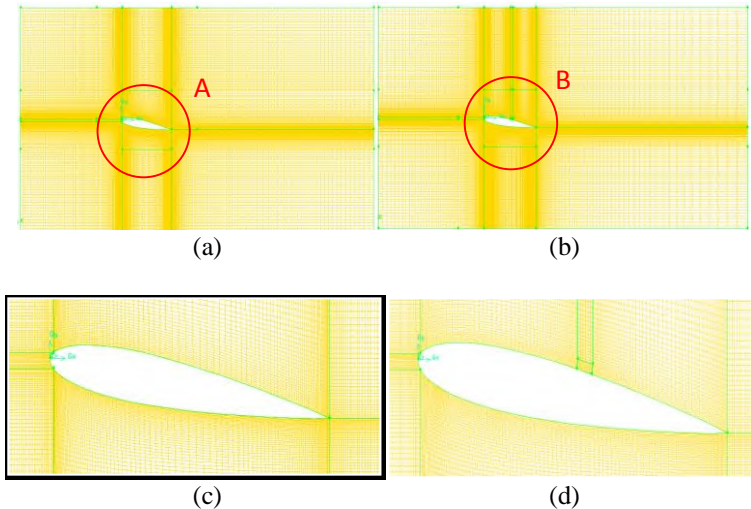
Gambar 3.3 Domain simulasi.

3.1.1.3. Meshing

Pembuatan *meshing* dilakukan dengan cara membagi model yang telah dibuat menjadi volume-volume kecil sehingga kondisi batas dan persamaan-persamaan yang digunakan dapat diterapkan kedalam volume kecil tersebut. Pada penelitian ini digunakan metode *meshing bottom-up* yaitu proses *meshing* dimulai dari *meshing* garis lalu *face* dan *volume*. Jumlah dan rasio dari *node* harus disesuaikan dengan panjang garis, bentuk garis



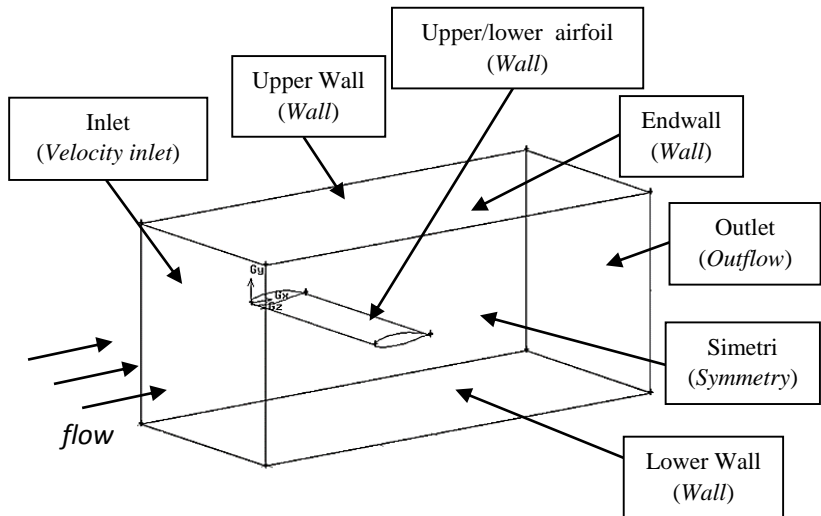
serta *gradient* aliran, karena hal ini sangat berpengaruh terhadap hasil simulasi. Bentuk *mesh* yang dipilih adalah *quadrilateral-map* dengan distribusi *mesh* yang semakin rapat pada daerah dinding *airfoil* dan *endwall*. meshing dapat dilihat pada Gambar 3.4.



Gambar 3.4 Meshing (a) tanpa VG (b) dengan VG (c) Detail A (d) Detail B

3.1.1.4. Kondisi Batas (*Boundary Condition*)

Kondisi batas merupakan penentuan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran, yaitu dengan pemberian beban kecepatan, tekanan serta kondisi batas turbulen pada *inlet* dan *outlet*. Kondisi batas merupakan hal yang berpengaruh sangat signifikan terhadap simulasi yang dilakukan. Kondisi batas harus disesuaikan dengan keadaan sebenarnya dari model benda uji. Dinding saluran dan benda uji didefinisikan sebagai *wall*, sedangkan *outlet* berupa *outflow*. *Boundary condition* yang diberikan dapat dilihat pada Gambar 3.5.



Gambar 3.5 Boundary condition.

3.1.2. Processing

Hasil *meshing* dari proses *pre-processing* diekspor ke *software* Fluent 6.3.26 untuk dilakukan *processing*. Langkah-langkah dalam *processing* adalah sebagai berikut:

a. Models

Pada langkah ini dilakukan permodelan dari aliran (estimasi karakteristik aliran), meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *turbulence model* yang digunakan. Permodelan yang akan digunakan adalah *viscous turbulent k-epsilon standart*. Hal ini untuk mendapatkan hasil yang akurat baik kontur tekanan maupun kecepatan, serta dalam memprediksi separasi *bubble* dan separasi *massive*.

b. Material

Jenis dan *properties* dari material dimasukkan sesuai dengan kondisi dari lingkungan, yaitu pada temperatur 31°C dan tekanan 1 atm. Permodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan (ρ) = 1,17 kg/m³, viskositas (μ) = 1,86 x 10⁻⁵ N.s/m²



c. *Operating Condition*

Operating Condition adalah penentuan kondisi daerah operasi yang biasanya merupakan perkiraan tekanan pada kondisi STP (*Standard Temperature and Pressure*) yaitu 1 atm atau 101325 Pascal.

d. *Boundary Condition*

Boundary Condition adalah penentuan parameter-parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati benda uji *airfoil* dengan menentukan *inlet*, *outlet* serta kondisi pada dinding. *Inlet* merupakan sisi aliran datang, berupa kecepatan sebesar 18 m/s sedangkan *outlet* berupa *outflow*. . Intensitas turbulen pada pemodelan numerik ini 0,8% (**Pudjanarsa & Sasongko**, 2012) dan *length scale* di sisi *inlet* 0,024 m. Penentuan ini didasarkan pada *wind tunnel* di Laboratorium Teknik Mesin ITS.

e. *Solution*

Solusi pada penelitian ini adalah menggunakan *second order* untuk *pressure*, *momentum*, *turbulent kinetic energy*, dan *turbulent dissipation rate*.

f. *Initialize*

Merupakan langkah perhitungan awal untuk memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

g. *Monitor Residual*

Merupakan bagian tahapan dalam penyelesaian masalah berupa proses iterasi sampai mencapai kriteria konvergensi yang diinginkan. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar 10^{-5} , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga lebih kecil dari 10^{-5} .

h. *Iterasi*

Merupakan langkah kelanjutan dari *monitor residual* yang merupakan langkah perhitungan pada Fluent 6.3.26. Pada tahap ini dilakukan iterasi sampai *convergence criterion* sebesar 10^{-5} . Dengan menggunakan *software* Fluent 6.3.26, parameter pemodelan serta kondisi yang telah ditetapkan pada saat *pre-*



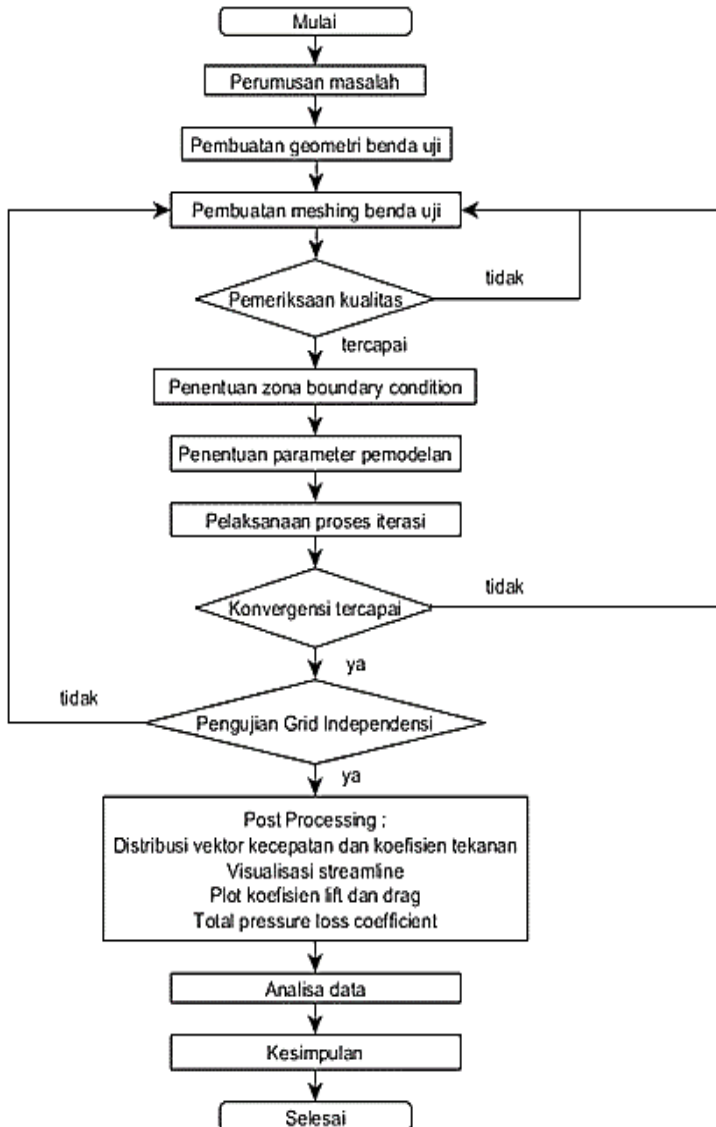
processing akan dihitung (diiterasi) sampai mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Jika kriteria konvergensi tercapai sesuai pengaturan *monitor residual* maka tahapan dilanjutkan pada *post-processing* dan jika tidak tercapai tahapan akan kembali ke tahapan perbaikan *meshing*.

3.1.3. *Post-processing*

Setelah berhasil melakukan *running* langkah selanjutnya adalah tahap *Post-processing*. *Post-processing* merupakan penampilan hasil serta analisa terhadap hasil yang telah didapatkan. Hasil berupa data kualitatif dan data kuantitatif. Data kuantitatif berupa koefisien *drag*, koefisien *lift*, koefisien tekanan, dan *total pressure loss coefficient*. Sedangkan data kualitatif berupa visualisasi aliran dengan menampilkan *grid display*, distribusi koefisien tekanan, *streamlines*, *contur plot*, dan *velocity profile* dari *airfoil* dengan *vortex generator* yang tempatnya divariasikan

3.1.4. *Flowchart Studi Numerik*

Secara singkat prosedur penelitian secara numerik pada *airfoil* NACA 0015 dengan pemindahan posisi *vortex generator* dapat dijelaskan dengan menggunakan *flowchart* yang akan ditunjukkan pada Gambar 3.6.



Gambar 3.6 *Flowchart* untuk metode numerik

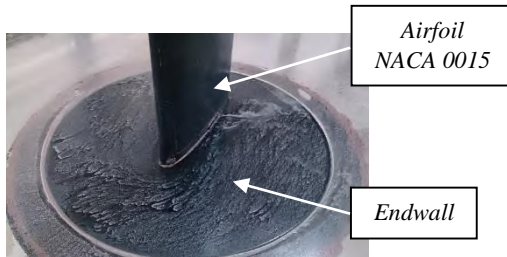


3.2. Penelitian Metode Eksperimen

3.2.1. Peralatan Penelitian

a. Benda Uji *Airfoil* NACA 0015

Benda uji menggunakan *airfoil* jenis NACA 0015. Kemudian benda uji diberi *vortex generator* yang terpasang pada *upper body airfoil* dekat *endwall*. Pengujian dilakukan sebanyak delapan kali dengan sudut serang 10° dan 12° .



Gambar 3.7 Instalasi *airfoil* dengan *endwall* pada windtunnel

b. *Vortex Generator*

Vortex generator yang digunakan merupakan jenis *rectangular vortex generator* dengan dimensi panjang x lebar x tinggi sebesar (6 x 2,88 x 0,6) mm. Pemasangan *vortex generator* diberi variasi pada posisi 40%C, 45%C, 50%C, dan 55%C untuk kedua sudut serang.

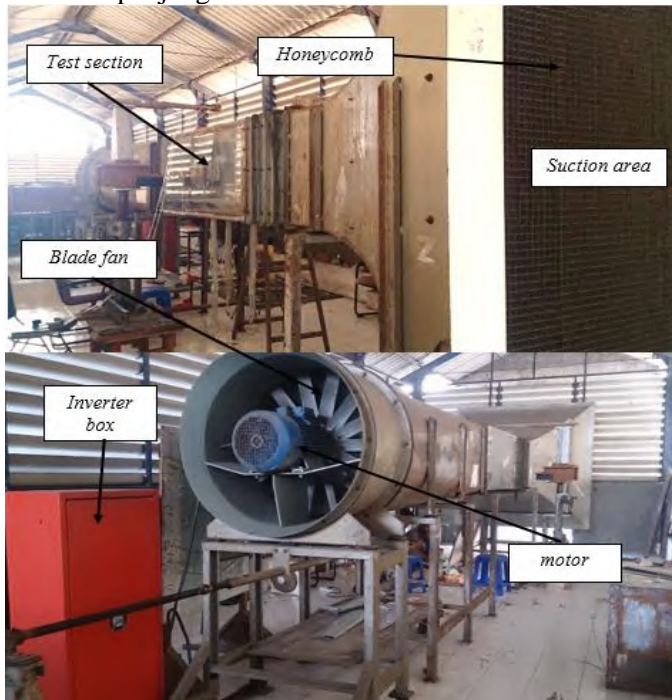


Gambar 3.8 Posisi *vortex generator* pada *airfoil* terhadap *endwall*



c. Terowongan Angin (*windtunnel*)

Studi eksperimen ini menggunakan *windtunnel* jenis *open circuit* untuk menguji benda dalam skala model, dimana udara yang dialirkan kedalamnya langsung dilepas ke udara bebas setelah melalui *test section*. Hal ini disebabkan pengukuran sebenarnya cukup sulit dan membutuhkan biaya yang mahal. Oleh karena itu, *windtunnel* dibuat dengan kondisi mendekati kondisi ideal sehingga hasil yang didapatkan cukup akurat. Aliran masuk melalui *suction area* (*honeycomb*) kemudian melewati *test section* dimana *airfoil* diinstal. *Test section* atau lorong uji yang digunakan berbentuk *rectangular duct* yang terbuat dari *acrylic* setebal 20 mm dengan tinggi dan lebar sebesar 660 mm. Panjang lorong uji atau *test section* sepanjang 1780 mm.



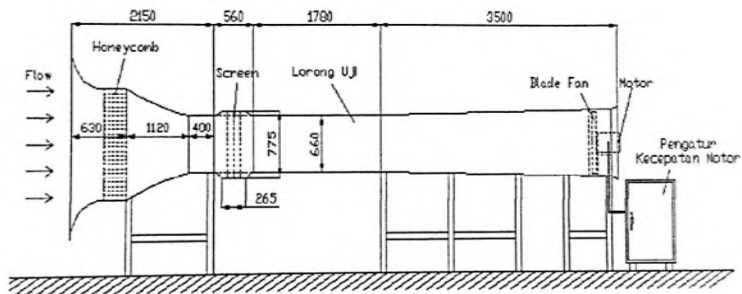
Gambar 3.9 terowongan angin (*windtunnel*) yang akan digunakan untuk uji *Oil Flow Visualization* (OFV)



Tugas Akhir Konversi Energi

Windtunnel yang digunakan memiliki spesifikasi sebagai berikut :

- Jenis : *Subsonic, open circuit*
- Bentuk *test section* : Penampang persegi panjang
 - Panjang : 1780 mm
 - Lebar : 660 mm
 - Tinggi : 660 mm



Gambar 3.10 skema dan dimensi windtunnel

d. *Vortex Generator (VG)*

Vortex generator dinuat dari kertas karton tipis yang memiliki ketebalan sebesar 0.6 mm yang ditempelkan pada *airfoil* seperti pada gambar 3.2 di atas. *Vortex generator* yang digunakan memiliki spesifikasi sebagai berikut :

- Tinggi (h) = 2.4% C
- Panjang (l) = 5% C
- Tebal (t) = 0.5% C
- Sudut kemiringan (β) = 14°
- Posisi VG ke arah *chord* (x_{VG}) = 40, 45, 50, dan 55% C
- Posisi VG ke arah *span* (z_{VG}) = 4% C

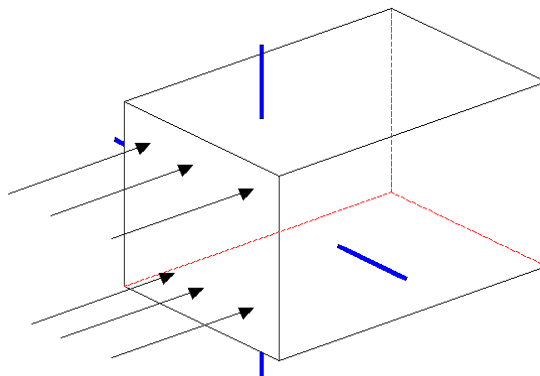
e. *Titanium Oksida (TiO₂) Powder / Bubuk titanium*

Bubuk titanium yang digunakan adalah bubuk yang berwarna putih agar visualisasi yang ditampilkan terlihat jelas karena dasaran *airfoil* dan *endwall* berwarna hitam.



f. Static Pressure

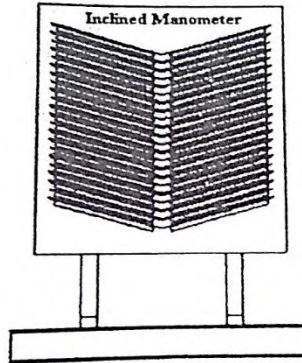
Static Pressure digunakan pada lorong angin merupakan perangkat pengukuran terhadap kecepatan *free stream* didalam *test section* terowongan angin. Tekanan statis diletakkan pada setiap permukaan *test section* kemudian dihubungkan dengan manometer. Hubungan antara *static pressure* bertujuan untuk mendapatkan nilai rata-rata tekanan statis pada posisi aksial yang sama seperti pada gambar 3.9.



Gambar 3.11 Posisi penempatan *static pressure*

g. Manometer

Alat ini berfungsi untuk menyatakan besar tekanan yang terukur oleh *pitot static tube*. Manometer yang digunakan dengan fluida kerja *red oil* ($SG_{red\ oil} = 0.804$). Pembacaan data yang terukur dari *static pressure* panjang kontur akan dikonversikan dalam bentuk ketinggian kolom fluida pada *inclined* manometer. Alat tersebut dapat digambarkan seperti pada gambar 3.10. Alat ini terdiri dari pipa kaca kapiler dan didalamnya diisi fluida yang berwarna terang agar mudah dibaca. Fluida yang digunakan adalah *red oil* yakni fluida berwarna merah terang. Posisi pipa kapiler dimiringkan sebesar 15° terhadap garis horizontal, bertujuan untuk mempermudah pembacaan dan diperoleh kecermatan yang lebih tinggi.



Gambar 3.12 *Inclined Manometer*

h. Thermometer

Alat ukur yang digunakan untuk mengukur temperatur fluida kerja.

i. Kamera

Kamera digunakan untuk mengabadikan (memotret hasil fenomena yang terlihat pada dinding uji.

3.2.2. Langkah Penelitian

Penelitian secara eksperimen merupakan penelitian yang menggunakan *Oil Flow Visualization* (OFV) dimana struktur *pathline* dari aliran dekat dinding dapat diamati dengan metode OFV ini. Pada dasarnya struktur *pathline* dari aliran dekat dinding adalah identik dengan struktur *shear stress lines* yang terletak pada permukaan dinding. Dengan demikian fenomena separasi aliran tiga dimensi dapat dijelaskan melalui analisa *shear stress lines*. Teknik visualisasi dapat dilakukan dengan langkah-langkah sebagai berikut :

1. Membuat campuran *palm oil* dan *Titanium Oksida* (TiO_2) *powder* dengan perbandingan volume 5 : 1, kemudian dicampur (*blender*) selama 15 menit sampai campuran menyatu dengan butiran halus TiO_2 .

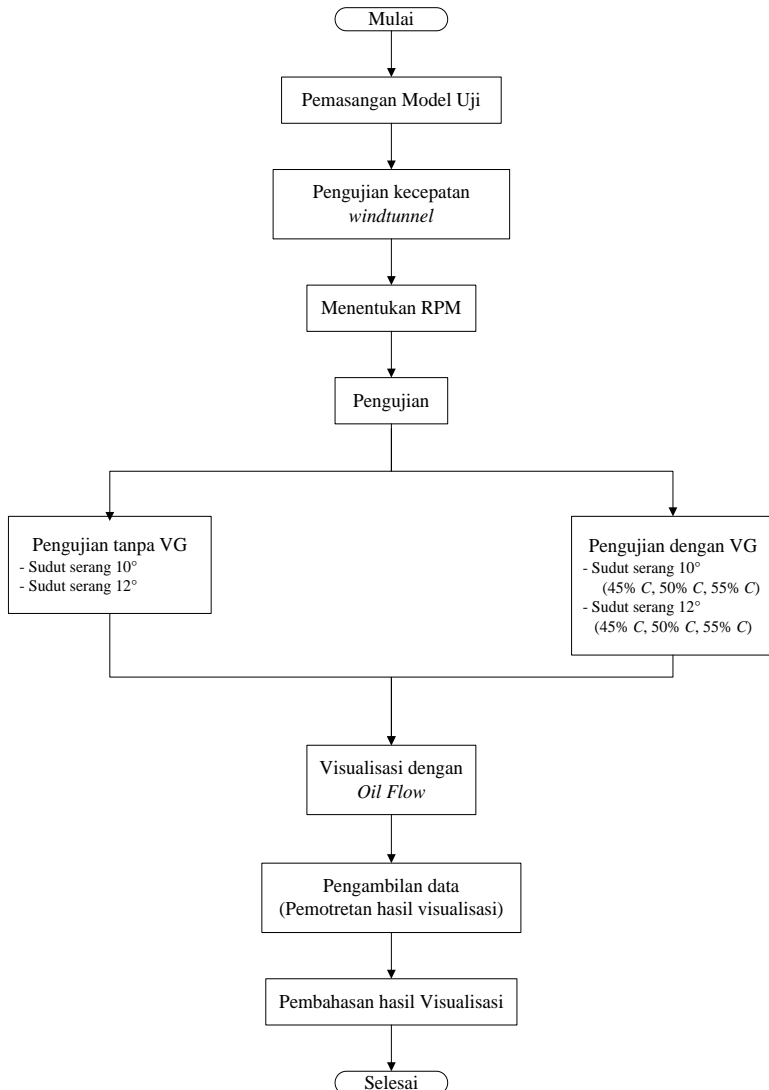


Tugas Akhir Konversi Energi

2. Pengenceran campuran OFV menggunakan minyak tanah dengan perbandingan volume 1 : 5.
3. Pemasangan *airfoil* dan pelat datar secara horizontal pada terowongan angin sebelum fan terowongan angin dijalankan.
4. Campuran *palm oil* dan *Titanium Oksida* (TiO_2) *powder* dioleskan pada *airfoil* hingga merata.
5. Pengoperasian terowongan angin hingga tercapai kecepatan yang diinginkan.
6. Penghentian fan pada terowongan angin setelah terlihat jejak aliran minyak pada bidang tumpu.
7. Fenomena aliran yang tervisualisasikan oleh minyak dipotret pada saat itu juga dari sudut pandang tertentu. (begitu pula untuk variasi selanjutnya)
8. Pengulangan semua proses diatas dengan penggantian bidang tumpu serta variasi sudut serang dan penambahan *vortex generator* pada beberapa posisi.



3.2.3. Flowchart Studi Eksperimen



Gambar 3.13 Flowchart untuk metode eksperimen



3.3. Jadwal Pelaksanaan Penelitian

Adapun dalam melakukan kegiatan penelitian ini diperlukan perencanaan secara efektif untuk menyelesaikan kegiatan penelitian tersebut. Berikut merupakan rencana kegiatan penelitian yang disajikan dalam bentuk tabel yang dapat dilihat pada tabel 3.2.

Tabel 3.2 Rencana Kegiatan Tugas Akhir

No	Jenis Kegiatan	Maret				April				Mei				Juni				Juli			
		1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
1	Pengkajian Masalah																				
2	Studi Literatur																				
3	Simulasi Fluent 6.3.26																				
4	Pengujian <i>Airfoil</i> (OFV)																				
5	Penulisan Laporan																				
6	Seminar Proposal																				
7	Sidang Tugas Akhir																				



BAB IV

ANALISA DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini akan dibahas tentang hasil studi eksperimen (*oil flow visualization*) dan *post-processing* numerik untuk *airfoil* NACA 0015 dengan variasi *vortex generator* (VG) pada sudut serang 8° dan 10° yakni penampilan data secara kualitatif dan kuantitatif. Posisi *vortex generator* diukur terhadap *leading edge airfoil* dengan variasi sebesar 45%C, 50%C dan 55%C dengan bilangan *Reynolds* (Re) yang digunakan sebesar $1,14 \times 10^5$. Pembahasan yang dilakukan meliputi *grid independency*, koefisien tekanan, koefisien *lift*, koefisien *drag*, dan *total pressure losses coefficient* sebagai data kuantitatif dari hasil *post-processing* studi numerik menggunakan Fluent 6.3.26. Selain itu dibahas pula tentang *streaklines* dan distribusi koefisien tekanan sebagai data kualitatif yang dapat dilengkapi oleh hasil studi eksperimen berupa *oil flow visualization* (OFV). Sehingga dari pembahasan diatas tersebut dapat disimpulkan dan ditentukan posisi *vortex generator* yang paling optimal untuk mereduksi aliran sekunder pada *airfoil* tipe NACA 0015. Sebelum membahas secara detail analisa tersebut, akan dijelaskan mengenai fenomena yang terjadi pada aliran yang melintasi *airfoil* dengan *endwall*.

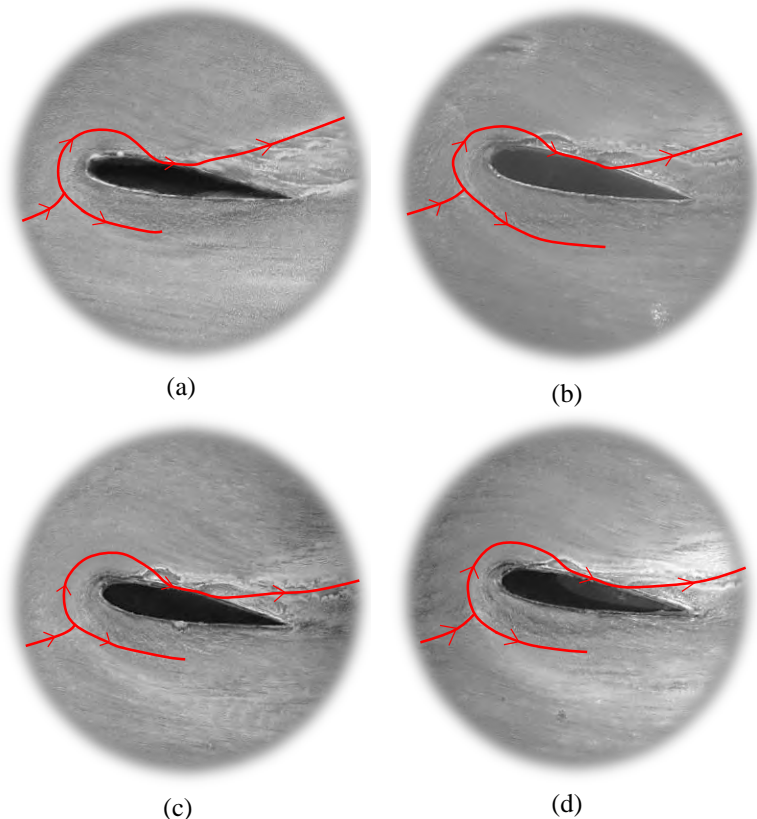
4.1. Karakteristik Aliran 3D Pada *Endwall*

Aliran yang melintasi dua permukaan atau *surface* yang saling berdekatan yakni *airfoil* dengan *endwall* akan menimbulkan suatu interferensi antara dua *boundary layer* yang dapat menyebabkan aliran sekunder atau separasi secara tiga dimensi. Pada fenomena separasi tiga dimensi tersebut dapat mengakibatkan kerugian-kerugian yakni berupa *secondary losses* yang akan menyebabkan *blockage effect* serta terjadinya penurunan tekanan. Salah satu cara untuk mengurangi kerugian yang terjadi akibat aliran sekunder adalah dengan menambahkan *vortex generator*. Hal ini dilakukan agar aliran yang terseparasi secara masif (*massive separation*) dapat didefleksikan atau *reattach* ke bodi



Tugas Akhir Konversi Energi

airfoil sehingga dapat menunda terjadinya separasi, sehingga luasan area *wake* menjadi lebih sempit dan hal ini berdampak reduksi kerugian tekanan. Aliran yang melintasi *airfoil* tersebut dapat divisualisasikan dengan menggunakan *oil flow visualization* dimana hasil eksperimen tersebut dapat terlihat *streaklines* dari aliran yang dibentuk dari *skin friction* aliran.

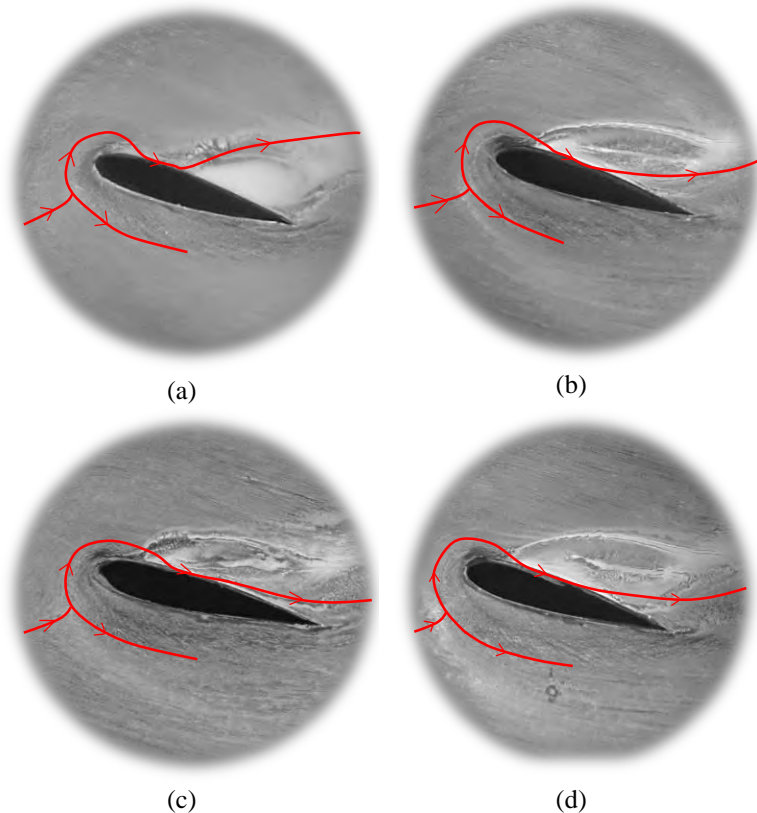


Gambar 4.1 *Oil Flow Visualization (OFV) $\alpha = 8^\circ$ pada endwall (a) tanpa VG (b) posisi VG 45%C (c) posisi VG 50%C (d) posisi VG 55%C*



Pada gambar 4.1 diperlihatkan *oil flow visualization* (OFV) hasil eksperimen untuk sudut serang 8° dengan dan tanpa *vortex generator*. Gambar 4.1 (a) menunjukkan visualisasi aliran *oil flow visualization* tanpa *vortex generator*. Sedangkan pada gambar 4.1 (b), (c), dan (d) *oil flow visualization* dengan penambahan *vortex generator* yang diletakkan pada posisi berturut-turut 45%C, 50%C, dan 55%C. Pada gambar 4.1 (a) separasi mulai terjadi pada *airfoil* dengan sudut serang 8° berada pada daerah sekitar 50%C diukur dari *leading edge*. Sedangkan pada gambar 4.1 (b), (c), dan (d) tampak awal terjadinya titik separasi pada posisi yang lebih tertunda kebelakang. Hal ini memperlihatkan bahwa penempatan *vortex generator* mampu mereduksi adanya aliran sekunder dan menjadikan luasan area *wake* dibelakang menjadi lebih sempit. Hal ini disebabkan dengan penambahan *vortex generator* aliran yang melintasi *upper surface airfoil* di dekat *endwall* didefleksikan dan dipaksa kembali ke kontur bodi, sehingga seolah-olah mengalami separasi *bubble*. Akibatnya fluida yang *reattach* akan mengalami peningkatan energi (momentum dan intensitas turbulensi) dan menyebabkan aliran lebih mampu mengatasi *adverse pressure gradient* dan efek friksi.

Pada sudut serang 8° , bila dibandingkan dari ketiga posisi penempatan *vortex generator*, tampak bahwa posisi pada 50%C merupakan posisi yang paling efektif untuk mereduksi aliran sekunder. Hal ini ditunjukkan pada gambar 4.1 (c) dimana luasan area *wake* yang terjadi lebih sempit dibanding gambar 4.1 (b) maupun 4.1 (d).



Gambar 4.2 *Oil Flow Visualization (OFV)* $\alpha = 10^\circ$ pada *endwall* (a) tanpa VG (b) posisi VG 45%C (c) posisi VG 50%C (d) posisi VG 55%C

Pada gambar 4.2 diperlihatkan *oil flow visualization* (OFV) secara eksperimen untuk sudut serang 10° dengan dan tanpa *vortex generator*. Gambar 4.2 (a) menunjukkan visualisasi aliran *oil flow visualization* tanpa *vortex generator*. Berbeda dengan sudut serang sebelumnya yakni 8° , pada sudut serang 10° memiliki titik separasi yang lebih mendekati *leading edge*. Pada gambar 4.2 (b), (c), dan (d) *vortex generator* diletakkan pada posisi 45%C, 50%C, dan 55%C. Secara umum dengan adanya penambahan



vortex generator, dapat dilihat bahwa separasi yang terjadi ditunda dan daerah luasan *wake* juga menjadi lebih sempit. Bila dibandingkan untuk penempatan posisi *vortex generator*, dapat dilihat bahwa pada gambar 4.2 (c) *vortex generator* mampu mereduksi daerah *wake* yang paling besar diantara posisi *vortex generator* yang lainnya, sehingga konfigurasi paling optimal untuk penempatan *vortex generator* adalah 50%C diukur dari *leading edge*.

4.2. Analisa Grid Independency

Untuk menentukan jumlah struktur dan *grid* terbaik agar pemodelan mendekati hasil yang sebenarnya dengan daya komputasi yang tidak terlalu besar, maka diperlukan adanya analisa *grid independency*. Analisa *grid independency* pada penelitian ini dilakukan dengan membandingkan empat meshing yang berbeda kerapatannya. Pada tabel 4.1. ditunjukkan beberapa macam *meshing* dan hasil nilai koefisien *lift* untuk *airfoil* NACA 0015 pada sudut serang 8° dan 10° . Hasil analisa *grid independency* pada *airfoil* dengan sudut serang sebesar 10° didapatkan dari penelitian yang dilakukan Alvin (2015) dimana jenis *airfoil* dan nilai bilangan *reynolds* nya sama yakni $1,14 \times 10^5$. Meshing 1 merupakan meshing yang paling renggang yakni dengan jumlah *cells* sebanyak 900.000, sedangkan meshing 4 merupakan *meshing* yang paling rapat dengan jumlah *cells* sebanyak 1.200.000. Selisih jumlah *cells* yang dipakai adalah sebesar ± 100.000 . Hal ini dilakukan agar tidak terjadi perubahan *error* yang besar secara tiba-tiba. Nilai C_L yang diperoleh pada tiap-tiap *meshing* tidak memiliki perbedaan yang cukup signifikan. Pada *mesh* 1 diperoleh nilai C_L yang paling kecil yakni 0,90272. Sedangkan nilai C_L tertinggi didapatkan dari *mesh* 4 dengan kerapatan *cells* sebanyak 1.200.000. pada *mesh* 2 dan 3 didapatkan nilai C_L yang hampir sama yakni 0,90281 dan 0,90283. Maka *mesh* 4 dipilih sebagai *meshing* terbaik karena memiliki nilai C_L tertinggi. Dari tabel 4.1 untuk sudut serang 10° dapat dilihat bahwa *mesh* A mempunyai *error* yang terbesar yaitu 0.762%, sedangkan



mesh D mempunyai error yang terkecil yaitu 0.745%. *Mesh* B mempunyai error yang hampir sama dengan *mesh* C, namun *mesh* B mempunyai jumlah *cells* yang lebih sedikit daripada *mesh* C. Oleh karena itu *mesh* B dipilih sebagai *meshing* yang terbaik.

Tabel 4.1. Analisa *grid independency*

α	MESH	JUMLAH CELL	C_L
8°	Mesh 1	900000	0.90288
	Mesh 2	1000000	0.90295
	Mesh 3	1100000	0.90291
	Mesh 4	1200000	0.90306
10°	Mesh A	1700000	0.80562
	Mesh B	1800000	0.80572
	Mesh C	1900000	0.80576
	Mesh D	2000000	0.80580

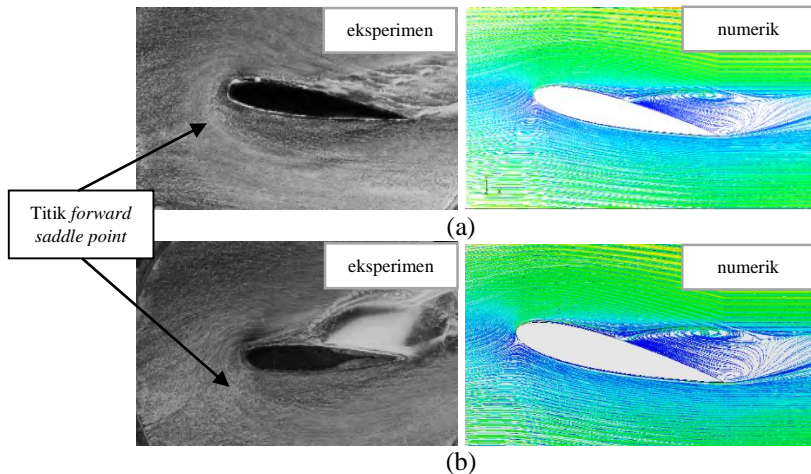
*) Sudut serang 10°, data penelitian Alvin (2015)

4.3. Perbandingan *Streaklines* Hasil Eksperimen Dengan Numerik

Perbandingan hasil visualisasi *streaklines* atau aliran *skin friction* pada *endwall* diperlihatkan pada gambar 4.3. Pada gambar 4.3 (a) merupakan perbandingan hasil dari eksperimen dan numerik untuk *airfoil* NACA 0015 pada sudut serang 8°, sedangkan gambar 4.3 (b) merupakan perbandingan hasil dari eksperimen dan numerik untuk *airfoil* NACA 0015 pada sudut serang 10°. Dapat dilihat pada gambar 4.3 (a) dan (b) menunjukkan adanya *forward saddle point* yaitu awal mula terjadinya separasi secara tiga dimensi didepan *leading edge*. Separasi tersebut disebabkan oleh aliran dekat dinding (*low momentum*) yang mendatangi bodi dengan arah normal terhadap bodi simetri *airfoil*, bertumbukan secara frontal dengan *attachment line* yang berasal dari *leading edge*. *Attachment line* ini berasal dari aliran diatas permukaan *endwall* yang berenergi lebih tinggi, yang mana setelah menumbuk *leading edge* bodi selanjutnya turun menuju daerah yang berenergi rendah di *endwall* dan membuat *counter flow* terhadap aliran utama. Setelah bertumbukan selanjutnya aliran



berpusar dan membentuk *vortex* pada sudut antara *leading edge* dengan *endwall*. *Vortex* inilah yang berperan sebagai *blockage* terhadap aliran dekat dinding yang berenergi rendah. *Vortex* ini selanjutnya menggulung membungkus bagian depan dan bergerak mengitari bodi menuju *downstream* baik melalui *upper* maupun *lower side* bodi *airfoil*. Perjalanan *vortex* menuju *downstream* akan meninggalkan jejak pada permukaan *endwall* berupa *three dimensional separation line*. Garis separasi ini selanjutnya berfungsi seakan-akan sebagai *dividing surface*, yaitu sebagai garis yang membatasi agar aliran yang berada di luar tidak saling bertumbukan dengan aliran pada daerah separasi.



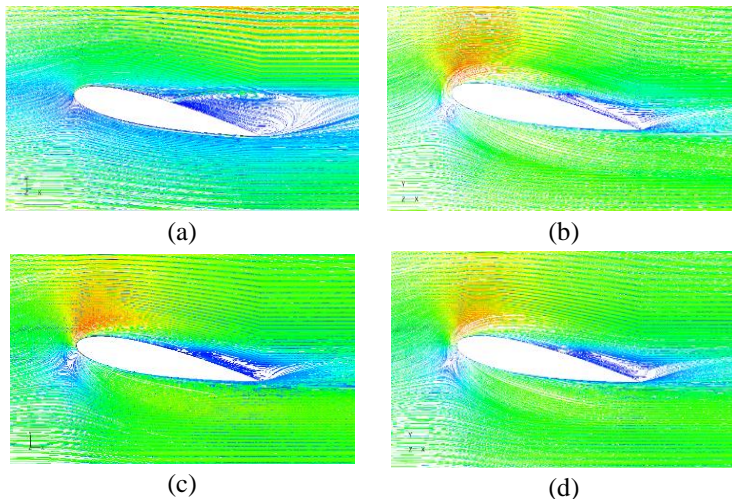
Gambar 4.3 Visualisasi aliran secara eksperimental dan numerik pada *endwall* (a) Sudut serang 8° (b) Sudut serang 10°

Pada gambar 4.3 baik (a) maupun (b) yang merupakan perbandingan *streaklines* antara hasil eksperimen dan numerik tampak keduanya memperlihatkan pola yang identik. Sehingga analisis aliran selanjutnya dapat dipertegas dengan menggunakan analisa hasil numerik.



4.4. Streaklines Pada Endwall

Streakline aliran merupakan garis yang menggambarkan lintasan yang dilalui partikel saat bergerak dari *upstream* hingga *downstream*. Dalam simulasi numerik *streakline* aliran dapat ditampilkan dengan menu *pathline* dengan kontur warna berdasarkan *velocity magnitude* atau besar kecepatan. Area yang dilintasi fluida akan memiliki warna yang berbeda tergantung kecepatan fluida saat melalui titik tersebut. Penggambaran *streakline* aliran pada *endwall airfoil* sangat penting karena dapat membantu untuk mendiskripsikan perilaku aliran terhadap variasi yang dilakukan saat percobaan.

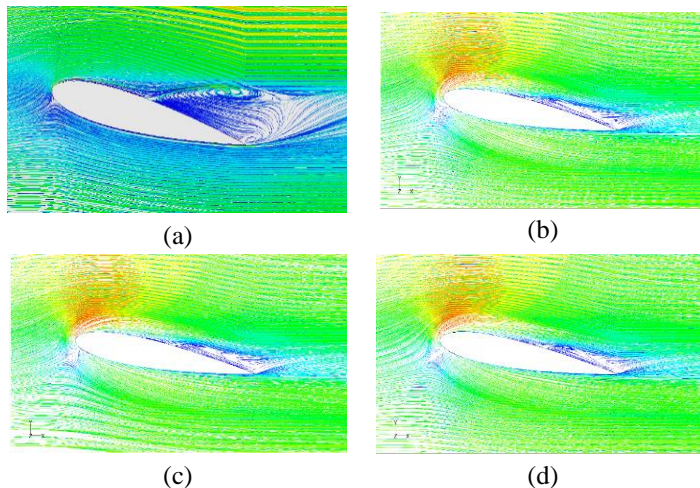


Gambar 4.4 *Streaklines* aliran $\alpha = 8^\circ$ pada *endwall* (a) tanpa *vortex generator* (b) VG posisi 45% C (c) VG posisi 50% C (d) VG posisi 55% C

Pada gambar 4.4 diperlihatkan *streaklines* hasil metode numerik untuk aliran yang melintasi *endwall airfoil* NACA 0015 pada sudut serang 8° dengan dan tanpa *vortex generator*. Gambar 4.4 (a) menunjukkan *streaklines* aliran yang melintasi *endwall*



airfoil tanpa *vortex generator*. Sedangkan pada gambar 4.4 (b), (c), dan (d) merupakan *streaklines* aliran yang melintasi *endwall airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 45%C, 50%C, dan 55%C. Secara umum, penempatan *vortex generator* mampu mereduksi adanya aliran sekunder. Hal ini ditunjukkan dengan luasan area *wake* yang menjadi semakin sempit. Hal ini disebabkan karena aliran yang melintasi *airfoil* di dekat *endwall* bertumbukan dengan *surface* dari *vortex generator* kemudian didefleksikan dan dipaksa kembali ke kontur bodi dengan momentum yang tinggi, sehingga titik separasinya menjadi tertunda. Akibat adanya penundaan titik separasi tersebut dapat mengakibatkan luasan *wake* yang terbentuk menjadi sempit. Bila dibandingkan dari ketiga posisi penempatan *vortex generator*, posisi pada 50%C merupakan posisi yang paling efektif untuk mereduksi aliran sekunder. Hal ini ditunjukkan pada gambar 4.4 (c) dimana luasan area *wake* yang terjadi lebih sempit dibanding gambar 4.4 (b) maupun 4.4 (d).



Gambar 4.5 *Streaklines* aliran $\alpha = 10^\circ$ pada *endwall* (a) tanpa *vortex generator* (b) VG posisi 45%C (c) VG posisi 50%C (d) VG posisi 55%C



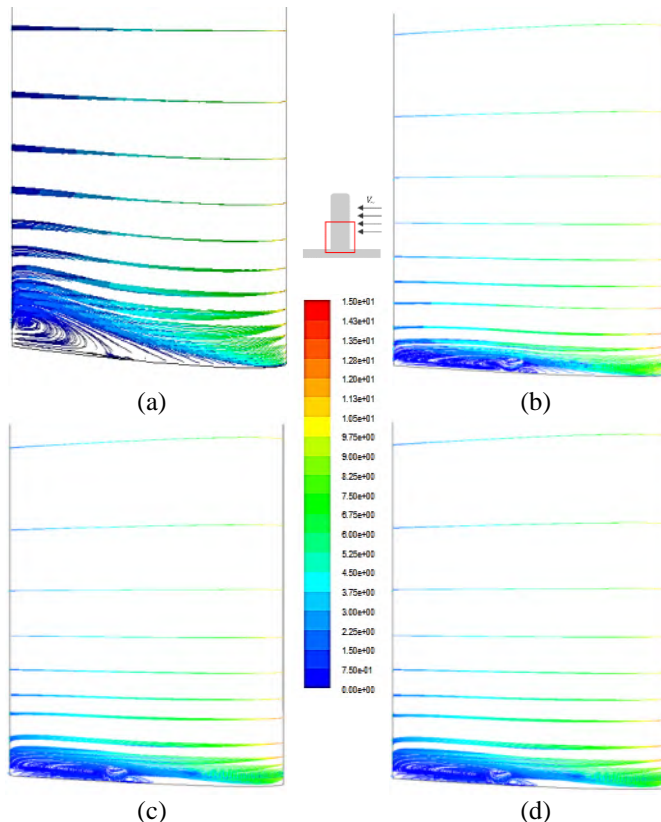
Pada gambar 4.5 menunjukkan *streaklines* hasil metode numerik untuk aliran yang melintasi *endwall airfoil* NACA 0015 pada sudut serang 10° dengan dan tanpa *vortex generator*. Pada gambar 4.5 (a) terlihat pada *airfoil* sudut serang 10° tanpa *vortex generator* mengalami separasi di awal (dekat *leading edge*) dan menimbulkan olakan atau *wake* yang cukup besar di daerah belakang yakni dekat *trailing edge*. Setelah diberikan *vortex generator*, area *wake* yang terbentuk semakin berkurang atau tereduksi, yakni ditunjukkan dengan arah garis yang semakin mendekati bodi *airfoil*. Penurunan area luasan *wake* ditunjukkan juga dengan adanya perbedaan warna pada visualisasi secara numerik.

4.5. *Streaklines* Aliran Melintasi *Upper Surface Airfoil*

Pengamatan pada *upper surface airfoil* dapat diperlihatkan fenomena tentang separasi aliran dan *blockage effect*. Aliran yang melewati *airfoil* di dekat *endwall* akan terjadi separasi aliran tiga dimensi (aliran sekunder). Terjadinya aliran sekunder ini karena adanya interaksi *boundary layer* pada *airfoil* dan *endwall* yang berdekatan. Kerugian yang diakibatkan oleh terjadinya aliran sekunder tersebut salah satunya adalah adanya *blockage effect*. Terdapat daerah pada permukaan yang tidak dapat dialiri aliran tersebut seakan-akan terdapat dinding imajiner yang tidak dapat ditembus oleh aliran (*stone wall*). Aliran yang terhalang oleh *stone wall* tersebut terseparasi pada *endwall* dan *upper surface* yang kemudian membentuk *corner wake* di daerah sebelum *trailing edge*. Adanya *corner wake* tersebut mengakibatkan *blockage effect* dan menyebabkan *effective area* pada *upper surface airfoil* berkurang sehingga koefisien *drag* meningkat dan koefisien *lift* menurun. Aliran sekunder ini dapat direduksi dengan adanya



penambahan *vortex generator* pada sisi *upper surface airfoil* pada posisi tertentu.



Gambar 4.6 *Streraklines* aliran melintasi *upper airfoil* dekat *endwall* $\alpha=8^\circ$ (a) Tanpa *vortex generator*, (b) VG posisi 45%C, (c) VG posisi 50%C (d) VG posisi 55%C

Gambar 4.6 merupakan visualisasi *streaklines* pada *upper surface airfoil* NACA 0015 pada sudut serang 8° dengan dan tanpa *vortex generator*. Pada gambar 4.6 (a) menunjukkan aliran yang melintasi bodi *upper surface airfoil* NACA 0015 dengan sudut

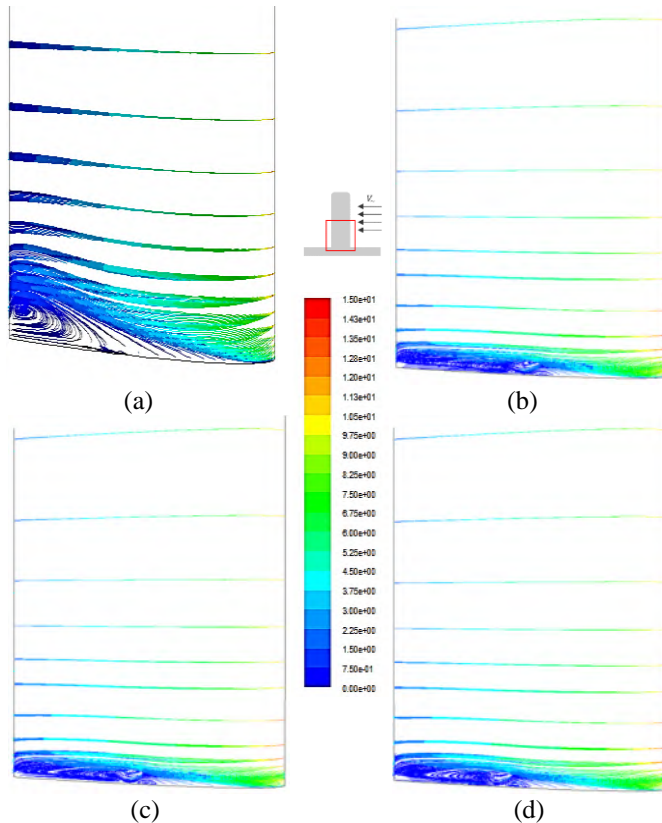


serang 8° tanpa *vortex generator*. Gambar 4.6 (b), (c), dan (d) merupakan *streaklines* aliran yang melintasi *upper surface airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 45%C, 50%C, dan 55%C. Pada gambar 4.6 (a) dibagian kiri gambar merupakan daerah *downstream* atau *trailing edge* dari *airfoil*. Aliran melintasi *leading edge airfoil* terlihat memiliki kecepatan yang tinggi yang ditandai dengan warna merah dan *orange* dimana aliran memasuki daerah konvergen, kemudian semakin ke arah *downstream*, aliran semakin berubah arah, terpisah dari kontur bodi karena tidak dapat menahan gaya gesek atau friksi yang ada serta harus berhadapan dengan *adverse pressure gradient* yang disebabkan oleh bentuk bodi *airfoil*, dan kemudian aliran mengalami separasi. Aliran yang terseparasi terdorong oleh aliran dari *freestream* dan dipaksa untuk kembali lagi ke bodi, namun karena aliran yang berada di dekat *endwall* memiliki energi yang sangat kecil dan harus berhadapan dengan *advers pressure gradient*, akhirnya membentuk *wake* di daerah *downstream*. Pada gambar 4.6 (c) yakni posisi penempatan *vortex generator* pada posisi 50%C terlihat aliran yang mulai terjadi separasi bertumbukan dengan *surface* dari *vortex generator* dan didefleksikan kembali ke kontur bodi dengan energi (momentum) yang besar sehingga aliran tersebut seolah-olah mengalami fenomena *bubble separation* atau separasi *bubble* dimana aliran yang terseparasi mengalami *reattachment* dan kembali ke kontur bodi sehingga terjadinya separasi dapat ditunda. Karena adanya penambahan *vortex generator* tersebut, aliran yang tadinya memiliki daerah berwarna biru tua yakni luasan area *vortex* yang besar kini berkurang drastis sehingga *effective surface area* bertambah dan kerugian energi yang terjadi dapat dikurangi.

Fenomena yang terjadi pada gambar 4.6 (b) dan 4.6 (d) memiliki fenomena yang sama seperti pada gambar 4.6 (c). Pada gambar 4.6 (b), posisi *vortex generator* berada di 45%C terhadap *leading edge*. Sedangkan gambar 4.6 (d), posisi *vortex generator* berada di 55%C terhadap *leading edge*. Bila dibandingkan untuk posisi *vortex generator* 45%C dan 55%C kurang optimal untuk mereduksi *wake* yang ada sehingga posisi yang paling optimal



adalah 50%C terhadap *leading edge*. Hal ini dapat dibuktikan pada gambar 4.6 (c) dimana luasan *wake* paling sempit.



Gambar 4.7 *Streraklines* aliran melintasi *upper airfoil* dekat *endwall* $\alpha=10^\circ$ (a) Tanpa *vortex generator*, (b) VG posisi 45%C, (c) VG posisi 50%C (d) VG posisi 55%C

Gambar 4.7 menunjukkan visualisasi *streaklines* aliran yang melintasi bodi *upper surface airfoil* NACA 0015 dengan sudut serang 10° dengan dan tanpa *vortex generator*. Karena



semakin besar sudut serang yang digunakan, maka titik separasi yang terjadi lebih maju kedepan dan luasan area *vortex* atau *wake* juga semakin besar, sehingga kerugian energi yang dihasilkan semakin tinggi juga. Aliran pada gambar 4.7 menunjukkan titik separasi yang ditandai dengan warna hijau muda lebih didepan dibandingkan dengan *airfoil* pada sudut serang 8° . Aliran dari *freestream* di dekat *endwall* memiliki energi atau momentum yang rendah dikarenakan adanya friksi pada aliran dengan bodi. Ditambah aliran harus menghadapi *adverse pressure gradient* yang disebabkan oleh kontur bodi, maka aliran pun mengalami separasi tiga dimensi. Daerah yang terseparasi cukup luas dikarenakan sudut serang yang digunakan juga semakin besar. Pada gambar 4.7 (b) terlihat aliran yang mulai terjadi separasi sebagian menabrak dinding *vortex generator* yang ditandai dengan warna biru tua dan akhirnya dipaksa kembali ke kontur bodi. Fenomena ini menimbulkan terjadinya *bubble separation* dimana aliran mengalami *reattachment* dan kembali ke kontur bodi sehingga separasi secara massiv dapat ditunda. Namun sebagian aliran yang mengalami separasi di awal melewati bagian atas *vortex generator* yang ditandai dengan warna toska atau biru kehijauan dan hijau muda, kemudian aliran tersebut terdorong oleh aliran dari *freestream* sehingga menimbulkan *vortex* pada sisi luar *vortex generator*. Aliran yang kembali ke kontur bodi atau *reattachment flow* juga terdorong oleh aliran dair *freestream* sehingga aliran terjebak dan membentuk pusaran. Fenomena inilah yang disebut dengan fenomena *blockage effect*. Karena adanya penambahan *vortex generator*, aliran yang tadinya memiliki luasan area *vortex* yang besar kini berkurang sehingga kerugian energi yang terjadi juga semakin kecil.

Pada gambar 4.7 (c) merupakan aliran di *upper surface airfoil* dengan konfigurasi posisi *vortex generator* berada di 50%C terhadap *leading edge*. Dikarenakan posisi *vortex generator* yang semakin mundur menuju *trailing edge*, aliran yang terseparasi sebagian besar menabrak dinding *vortex generator*. Fenomena ini menimbulkan adanya *bubble separation* dimana aliran mengalami



reattachment dan kembali ke kontur bodi sehingga separasi secara massiv dapat ditunda. Namun sebagian aliran yang mengalami separasi di awal melewati bagian atas *vortex generator* yang ditandai dengan warna hijau muda, dan aliran tersebut terdorong oleh aliran dari *freestream* sehingga menimbulkan *vortex* pada sisi *vortex generator*. Aliran yang kembali ke kontur bodi atau *reattachment flow* juga terdorong oleh aliran dari *freestream* sehingga membentuk pusaran an tejabak. Fenomena inilah yang disebut dengan fenomena *blockage effect*. Karena adanya penambahan *vortex generator*, aliran yang tadinya memiliki luasan area *vortex* yang besar kini berkurang drastis sehingga kerugian energi yang terjadi dapat dikurangi. Bila dibandingkan dengan posisi penempatan *vortex generator* pada 45%C terhadap *leading edge*, aliran yang melewati dinding luar dari *vortex generator* semakin sedikit, sehingga *blockage effect* yang terjadi juga semakin.

Pada gambar 4.7 (d) posisi *vortex generator* semakin ke belakang yakni pada 55%C terhadap *leading edge*. Hal ini menyebabkan fenomena yang terjadi hampir sama dengan fenomena yang terjadi pada gambar 4.7 (b). sebagian kecil aliran menabrak dinding *vortex generator* dan memaksa aliran untuk *reattachment* ke bodi *airfoil*. Diawal sebelum menabrak *vortex generator*, aliran mengalami separasi *bubble*. Daerah yang kosong dikarenakan separasi *bubble* semakin besar dan menimbulkan *vortex* yang lebih besar juga. Pada konfigurasi *vortex generator* posisi 55%C aliran masih memiliki luasan area *blockage effect* lebih banyak dibandingkan dengan konfigurasi *vortex generator* posisi 50%C.

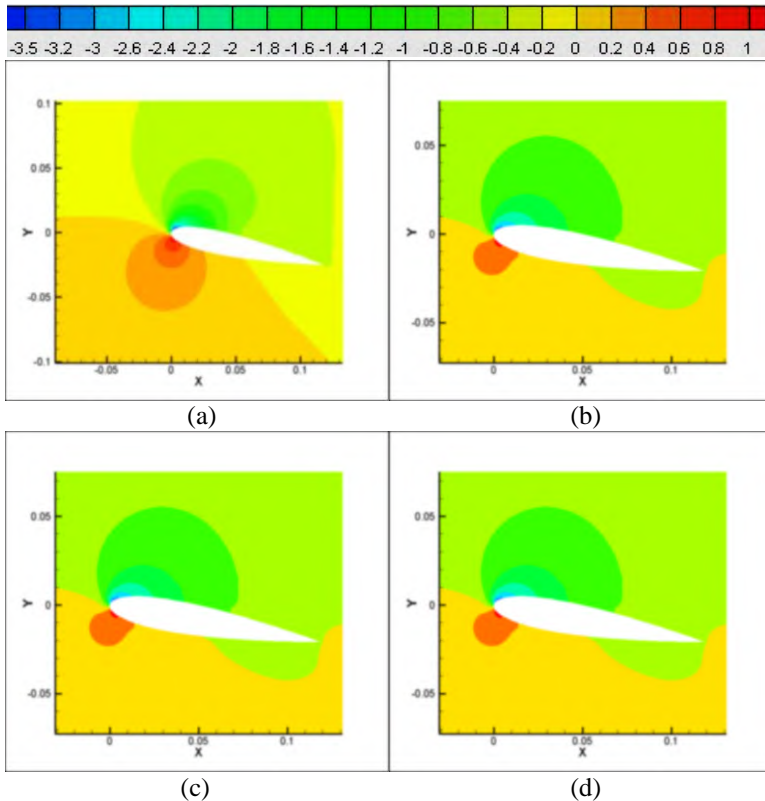
4.6. Koefisien Tekanan (*Pressure Coefficient / C_p*)

Koefisien tekanan (C_p) merupakan bilangan tak berdimensi yang menggambarkan tekanan statis relatif di dalam medan aliran. Koefisien tekanan merupakan parameter yang sangat berguna untuk mempelajari karakteristik aliran fluida. Distribusi tekanan statis sepanjang *airfoil* dapat menginterpretasikan



Tugas Akhir Konversi Energi

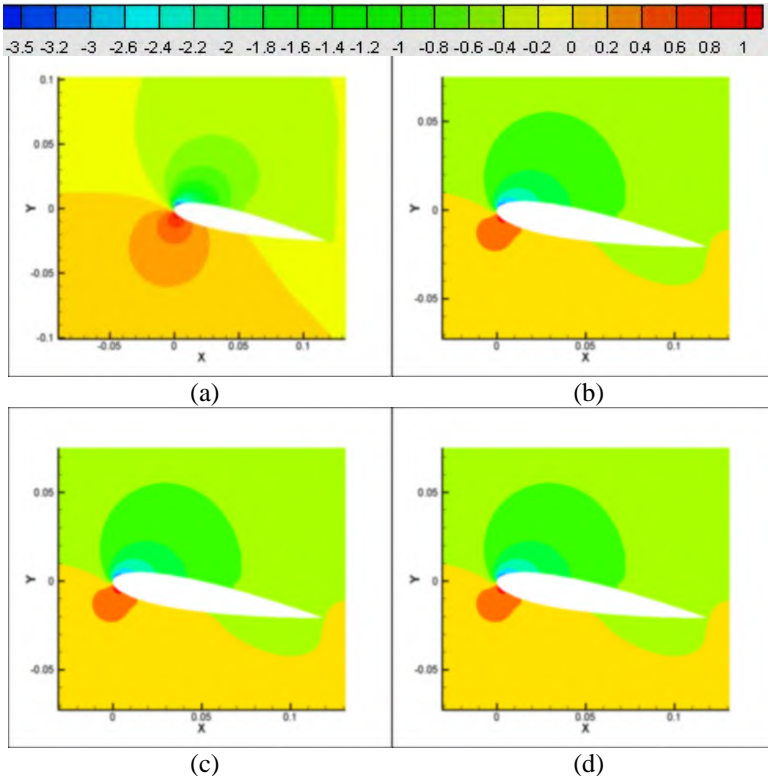
karakteristik aliran fluida yang terjadi. Koefisien tekanan dapat divisualisasikan dengan adanya perbedaan warna yang terjadi. Warna biru mengindikasikan tekanan yang paling rendah (*vacuum*) sedangkan warna merah mengindikasikan adanya tekanan yang tinggi.



Gambar 4.8 Distribusi koefisien tekanan (C_p) $\alpha=8^\circ$ (a) tanpa *vortex generator*, (b) VG posisi 50%C , (c) VG posisi 45%C, (d) VG posisi 55%C.



Gambar 4.8 menunjukkan kontur koefisien tekanan pada *endwall airfoil* NACA 0015 pada sudut serang 8° baik tanpa maupun dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan. Distribusi koefisien tekanan untuk *airfoil* tanpa *vortex generator* ditunjukkan pada gambar 4.8 (a), sedangkan gambar 4.8 (b), (c) dan (d) menunjukkan kontur distribusi koefisien tekanan pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada 45%C, 50%C, dan 55%C. Pada gambar 4.10 (a) terlihat pada *leading edge* terdapat perbedaan warna pada bagian *upper surface* dengan *lower surface*. Dari gambar tersebut dapat diketahui adanya pergerakan aliran dari daerah yang berwarna merah menuju ke daerah yang berwarna biru. Jarak dari daerah yang berwarna biru dengan daerah yang berwarna merah sangat kecil. Hal ini menunjukkan bahwa aliran yang melintasi daerah tersebut memiliki kecepatan yang sangat besar. Kemudian fokus kedua dibagian *upper airfoil* dimana terdapat gradasi warna dari biru muda, hingga hijau muda. Perpindahan dari warna hijau muda ke hijau tua menandakan daerah titik separasi. Dapat dilihat pada gambar 4.8 (a) dimana *airfoil* tidak diberi *vortex generator* memiliki titik separasi mendekati *leading edge* (didepan), sedangkan gambar 4.8 (b), (c), dan (d) titik separasi yang terjadi semakin mundur mendekati *trailing edge*. Hal ini membuktikan bahwa adanya penundaan titik separasi yang disebabkan oleh penambahan *vortex generator*. Pada tiga posisi *vortex generator* yakni 45%C, 50%C, dan 55%C terdapat sedikit perbedaan pada kontur koefisien tekanan. Bila dibandingkan, posisi *vortex generator* pada 50%C memiliki titik separasi yang paling jauh dari *leading edge* dibandingkan dengan kedua posisi *vortex generator* yang lainnya. Hal ini ditunjukkan pula dengan luasan area yang berwarna hijau tua semakin luas dan area berwarna kuning semakin sempit. Sedangkan pada gambar 4.8 (b) dan (d) memiliki perbedaan yang tidak terlalu signifikan. Oleh karena itu penempatan posisi *vortex generator* untuk *airfoil* NACA 0015 pada sudut serang 8° paling optimal berada pada 50%C diukur dari *leading edge*.



Gambar 4.9 Distribusi koefisien tekanan (C_p) $\alpha=10^\circ$ (a) tanpa *vortex generator*, (b) VG posisi 50%C , (c) VG posisi 45%C, (d) VG posisi 55%C.

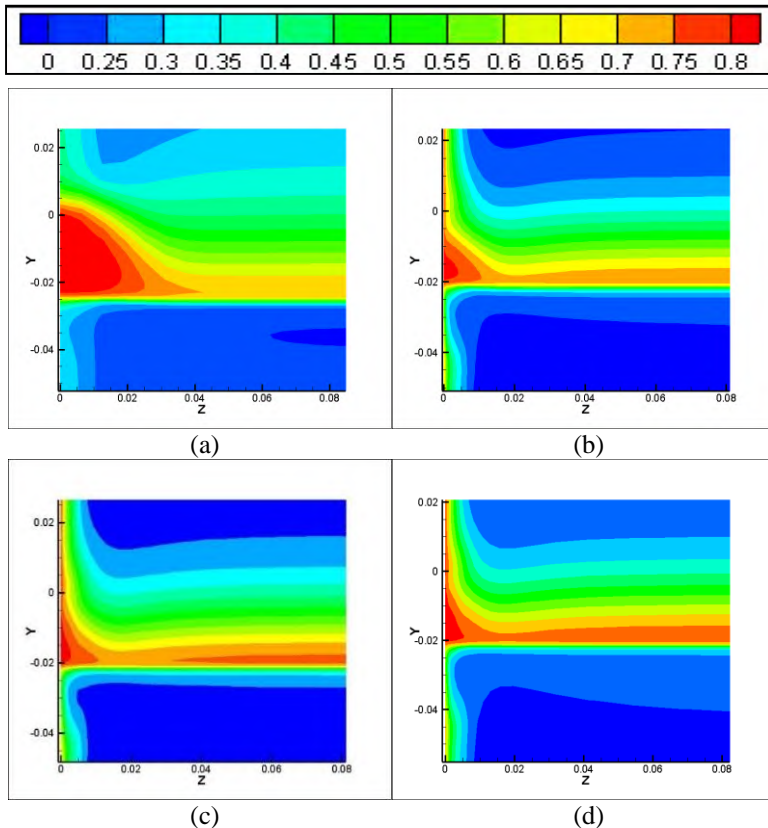
Gambar 4.9 menunjukkan visualisasi distribusi koefisien tekanan pada *endwall airfoil* NACA 0015 pada sudut serang 10° dengan dan tanpa *vortex generator*. Pada aliran yang melintasi *airfoil* dengan sudut serang 10° memiliki karakteristik yang sama dengan aliran yang melintasi *airfoil* dengan sudut serang 8° . Pada gambar 4.9 (a) menunjukkan distribusi koefisien tekanan untuk *airfoil* tanpa *vortex generator*, sedangkan gambar 4.9 (b), (c) dan (d)



menunjukkan kontur distribusi koefisien tekanan pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada 45%C, 50%C, dan 55%C. Bila dibandingkan untuk *endwall airfoil* tanpa *vortex generator*, untuk sudut serang 10° memiliki daerah perpindahan dari hijau muda ke hijau muda yakni daerah yang menandakan titik separasi lebih maju kedepan dibandingkan dengan *endwall airfoil* untuk sudut serang 8° . Hal ini disebabkan oleh semakin besarnya sudut serang, maka titik separasi yang muncul akan semakin kedepan mendekati *leading edge*. Secara umum, untuk gambar 4.9 (b), (c), dan (d) yakni *airfoil* dengan *vortex generator* dapat menunda titik separasi yang terjadi. Hal ini dibuktikan dengan daerah perpindahan warna hijau muda ke hijau tua semakin mundur kebelakang mendekati *trailing edge*. Maka dari itu, adanya instalasi *vortex generator* mampu mereduksi aliran sekunder yang terjadi.

4.7. Total Pressure Losses Coefficient (ζ)

Koefisien kerugian tekanan total merupakan besarnya kerugian energi yang timbul karena kerugian hidrolis aliran sekunder. Dalam kasus *airfoil* dengan *endwall*, besar kecilnya koefisien kerugian tekanan total sangat dipengaruhi oleh aliran sekunder yang terjadi. Semakin kecil aliran sekunder semakin kecil juga koefisien kerugian tekanan total. Sebaliknya semakin besar aliran sekunder semakin besar juga koefisien kerugian tekanan total yang terjadi.

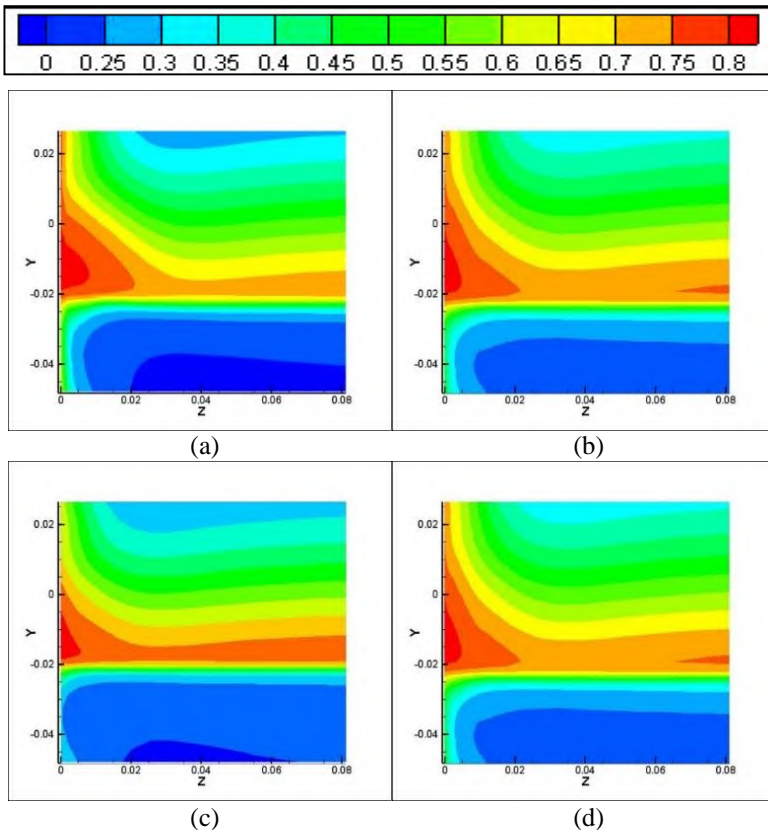


Gambar 4.10 *Total Pressure losses Coefficient (ζ) pada 5%C dibelakang trailing edge $\alpha = 8^\circ$ (a) tanpa vortex generator, (b) VG posisi 50%C, (c) VG posisi 45%C, (d) VG posisi 55%C.*

Total pressure losses coefficient (ζ) juga dapat divisualisasikan seperti pada gambar 4.10. Pada gambar 4.10 menunjukkan kontur dari distribusi total pressure losses coefficient pada sudut serang 8. Pada gambar 4.10 (a) menunjukkan distribusi ζ pada 5%C dibelakang trailing edge tanpa vortex generator.



Gambar 4.10 (b), (c), dan (d) merupakan distribusi ζ untuk *airfoil* dengan *vortex generator* dengan posisi berturut-turut 45%C, 50%C, dan 55%C. Secara umum, penempatan *vortex generator* mampu mereduksi adanya kerugian tekanan total (ζ). Pada gambar 4.10 (a) memiliki luasan daerah berwarna merah yang luas kemudian dari gambar 4.10 (b), (c) dan (b) dapat dilihat terjadi reduksi daerah yang berwarna merah dan penambahan daerah yang berwarna biru tua yang cukup signifikan. Warna merah mengindikasikan terjadinya kerugian energi yang tinggi, sedangkan warna biru tua mengindikasikan kerugian energi yang rendah. Oleh karena itu, dengan berkurangnya daerah berwarna merah dan bertambahnya daerah berwarna biru tua hal ini menunjukkan bahwa penggunaan *vortex generator* mampu mereduksi kerugian energi. Pada gambar 4.10 (b) jika dibandingkan dengan gambar 4.10 (a), mengalami reduksi luasan area berwarna merah yang cukup besar. Hal ini disebabkan adanya penambahan *vortex generator* pada posisi 45%C terhadap *leading edge*. Kemudian pada gambar 4.10(c) reduksi luasan area berwarna merah lebih besar lagi dibandingkan dengan gambar 4.10 (b). Hal ini menunjukkan bahwa penempatan posisi *vortex generator* pada gambar 4.10 (c) yakni 50%C terhadap *leading edge* lebih efektif dibandingkan pada 45%C. Pada gambar 4.10 (d) mengalami pengurangan luasan area berwarna merah yang besar juga, akan tetapi penurunannya tidak sebesar pada gambar 4.10 (c), sehingga penempatan posisi *vortex generator* paling efektif ada pada posisi 50%C.



Gambar 4.11 *Total Pressure losses Coefficient* (ζ) pada 5%C dibelakang *trailing edge* $\alpha = 10^\circ$ (a) tanpa vortex generator, (b) VG posisi 50%C, (c) VG posisi 45%C, (d) VG posisi 55%

Gambar 4.11 menunjukkan visualisasi dari *total pressure losses coefficient* pada sudut serang 10° . Pada gambar 4.11 (a) dapat dilihat detail visualisasi dari *total pressure losses coefficient* pada sudut serang 10° tanpa *vortex generator*. Sedangkan untuk gambar 4.11 (b), (c), dan (d) merupakan *airfoil* yang diberi *vortex generator* pada posisi berturut-turut 45%C, 50%C, dan 55%C



diukur dari *leading edge*. Secara umum analisa yang didapatkan serupa dengan *airfoil* dengan sudut serang 8° . Pada gambar 4.11 dapat dilihat bahwa daerah yang berwarna merah yang paling luas adalah gambar 4.11 (b) dan (d). Keduanya hampir memiliki luasan berwarna merah dan biru yang sama. Sedangkan dapat dilihat bahwa daerah yang berwarna merah yang paling sempit dan daerah yang berwarna biru yang paling besar terjadi pada gambar 4.11 (c) dimana *vortex generator* berada pada posisi 50%C. Sehingga *vortex generator* pada posisi 50%C yang paling efektif untuk mereduksi kerugian energi untuk sudut serang 10° .

Koefisien kerugian tekanan total didapatkan dengan pemaparan nilai dari *surface integral* koefisien *axial total pressure losses* pada 5%C dibelakang *trailing edge*. Besarnya nilai *total pressure losses coefficient* (ζ) dari *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* dengan berbagai posisi sejauh 6 cm dibelakang *trailing edge* dengan 1.14×10^5 pada sudut serang 8° dan 10° ditunjukkan pada Tabel 4.2.

Tabel 4.2 Tabel Total Pressure Losses Coefficient dan Reduksinya

α	8°		*) 10°	
Posisi VG	ζ 6 cm di belakang TE	Reduksi ζ (%)	ζ 6 cm di belakang TE	Reduksi ζ (%)
-	0,041132	-	0,03891	-
45%C	0,03753	8,75	0,03637	6,5
50%C	0,036015	12,44	0,03513	9,7
55%C	0,036037	12,38	0,03576	8

*) Sudut serang 10° , data penelitian Alvin (2015)

Dari tabel 4.2 dapat dilihat dengan penambahan *vortex generator* dapat mereduksi *total pressure losses coefficient*. Pada sudut serang 8° , nilai reduksi *total pressure losses coefficient* paling besar bernilai 12,3% yakni pada posisi *vortex generator* 50%C. Sedangkan pada sudut serang 10° , pereduksian *total pressure losses coefficient* paling besar terjadi pada saat posisi *vortex generator* berada pada 50%C dan paling kecil berada pada saat posisi 45% C.



4.8. Lift Coefficient (C_L), Drag Coefficient (C_D), dan Ratio (C_L/C_D)

Nilai koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) merupakan salah satu dari karakteristik sebuah *airfoil*. Kedua nilai koefisien ini didapatkan dari total resultan gaya yang bekerja karena adanya interaksi antara permukaan benda dengan fluida. Gaya *drag* didapatkan dari resultan gaya yang sejajar dengan aliran, sedangkan gaya *lift* merupakan gaya yang tegak lurus dengan aliran. Koefisien *drag* dan *lift* sangat penting untuk diketahui karena kinerja dari *airfoil* sangat dipengaruhi oleh dua hal tersebut. Tujuan utama dari penelitian mengenai *airfoil* adalah agar dapat meningkatkan gaya *lift* serta mengurangi gaya *drag* dari suatu *airfoil*. Pada sub-bab berikut akan menampilkan nilai koefisien *lift* dan koefisien *drag* serta rasio antara keduanya.

4.8.1. Lift Coefficient (C_L)

Salah satu hasil *post-processing* dari simulasi pada *software* Fluent 6.3.26 adalah gaya *lift*. Gaya *lift* merupakan gaya yang mempunyai arah tegak lurus terhadap arah aliran utama. Parameter gaya *lift* kemudian dinyatakan dalam bentuk tanpa dimensi, yaitu koefisien *lift* (C_L).

Tabel 4.3 Nilai Koefisien *Lift* (C_L) dan Presentase Kenaikannya

A	8°		*)10°	
Posisi VG	Koefisien Lift (C_L)	Peningkatan C_L (%)	Koefisien Lift (C_L)	Peningkatan C_L (%)
-	0,90306	-	0,80572	-
45%C	0,90734	0,471	0,80996	0,526
50%C	0,90768	0,508	0,80944	0,461
55%C	0,90773	0,514	0,80992	0,521

*) Sudut serang 10°, data penelitian Alvin (2015)

Tabel 4.3 menunjukkan nilai koefisien *lift* (C_L) dengan sudut serang 8° dan 10° pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan pada $Re = 1.14 \times 10^5$. Dari tabel 4.3 dapat diketahui bahwa dengan



penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan koefisien *lift*. Hal ini terjadi karena dengan penambahan *vortex generator* pada *airfoil* di dekat *endwall* dapat meningkatkan momentum dan intensitas turbulensi aliran di dekat *endwall*, sehingga aliran sekunder dapat direduksi. Nilai koefisien *lift* (C_L) pada sudut serang 8° paling besar terjadi pada konfigurasi *vortex generator* 55%C yaitu sebanyak 0,514% sedangkan peningkatan paling kecil ada pada konfigurasi *vortex generator* 45%C yaitu sebanyak 0,471%. Peningkatan nilai Koefisien *lift* (C_L) pada sudut serang 10° paling besar terjadi pada posisi *vortex generator* 45%C yaitu sebanyak 0,526% sedangkan peningkatan nilai koefisien *lift* (C_L) paling kecil terjadi pada posisi *vortex generator* 50%C yaitu sebanyak 0,461%. Hasil yang diperoleh memiliki karakteristik yang serupa dengan penelitian dari **Yap (2001)** bahwa pada sudut serang 9° telah terjadi *stall*. Hal ini ditandai dengan menurunnya nilai dari koefisien *lift* yang terjadi pada sudut serang 10° . Kejadian ini disebabkan oleh faktor nilai intensitas turbulensi yang kecil sehingga titik *stall* yang dihasilkan juga semakin rendah atau kecil.

4.8.2. Drag Coefficient (C_D)

Selain koefisien *lift* (C_L) karakteristik dari sebuah *airfoil* dapat dianalisa melalui koefisien *drag* (C_D). Koefisien *drag* total dikontribusi oleh *pressure drag* dan *friction drag*. Gaya *drag* merupakan gaya yang mempunyai arah sejajar terhadap arah aliran utama. Perbedaan nilai koefisien *drag* akan dianalisa pada *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator*.

Tabel 4.4 Nilai Koefisien *Drag* (C_D) dan Penurunannya

α	8°		*) 10°	
Posisi VG	Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	Pennurunan C_D (%)	Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	Penurunan C_D (%)
-	0,22458	-	0,10474	-
45%C	0,22302	0,69	0,10366	1,03
50%C	0,22242	0,96	0,1035	1,18
55%C	0,22287	0,76	0,10359	1,09

*) Sudut serang 10° , data penelitian **Alvin (2015)**



Tabel 4.4 menunjukkan nilai koefisien *drag* (C_D) dengan sudut serang 8° dan 10° pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan pada $Re = 1.14 \times 10^5$. Dari tabel 4.4 dapat diketahui bahwa dengan penambahan *vortex generator* dapat menurunkan nilai koefisien *drag*. Hal ini terjadi karena dengan penambahan *vortex generator* pada *airfoil* di dekat *endwall* dapat meningkatkan momentum dan intensitas turbulensi aliran di dekat *endwall*, sehingga aliran sekunder dapat direduksi. Pengurangan nilai koefisien *lift* (C_L) pada sudut serang 8° paling besar terjadi pada posisi *vortex generator* 55%C yaitu sebanyak 0,96% sedangkan peningkatan nilai koefisien *lift* (C_L) paling kecil terjadi pada posisi *vortex generator* 45%C yaitu sebanyak 0,69% . Pengurangan nilai koefisien *lift* (C_L) pada sudut serang 10° paling besar terjadi pada posisi *vortex generator* 50%C yaitu sebanyak 1,18% sedangkan peningkatan nilai koefisien *lift* (C_L) paling kecil terjadi pada posisi *vortex generator* 45%C yaitu sebanyak 1,03% .

4.8.3. Ratio C_L dan C_D (C_L/C_D)

Parameter lain yang tidak kalah pentingnya untuk mengevaluasi unjuk kerja sebuah *airfoil* adalah nilai C_L/C_D . Hubungan C_L/C_D sebagai fungsi dari posisi *vortex generator* pada $Re = 1.14 \times 10^5$ dengan sudut serang 8° dan 10° ditunjukkan pada tabel 4.5

Tabel 4.5 Rasio C_L dan C_D (C_L/C_D)

Posisi VG	C_L/C_D	
	8°	10°
-	4,021	7,692
45%C	4,068	7,813
50%C	4,080	7,820
55%C	4,073	7,818

*) Sudut serang 10° , data penelitian Alvin (2015)

Dari tabel 4.5 dapat diketahui bahwa dengan penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan Rasio C_L dan C_D (C_L/C_D).



Tugas Akhir Konversi Energi

Hal ini terjadi karena dengan penambahan *vortex generator* pada *airfoil* di dekat *endwall* dapat meningkatkan momentum dan intensitas turbulensi aliran di dekat *endwall*, sehingga aliran sekunder dapat direduksi. Pada sudut serang 8° dan 10° peningkatan rasio C_L dan C_D (C_L/C_D) paling besar terjadi pada posisi *vortex generator* yang sama yakni pada 50%C yaitu sebanyak 4,073 dan 7,82. Sedangkan Peningkatan rasio C_L dan C_D (C_L/C_D) paling kecil juga terjadi pada posisi *vortex generator* yang sama yakni 45%C yaitu sebanyak 4,068 dan 7,813.



Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB V

PENUTUP

5.1. Kesimpulan

Setelah menganalisa karakteristik aliran melintasi Airfoil NACA 0015 dengan modifikasi penambahan *vortex generator* baik secara numerik maupun eksperimental maka didapat beberapa kesimpulan sebagai berikut:

- 1) Penambahan *vortex generator* di bagian *upper airfoil* dekat *endwall* pada sudut serang 8° dan 10° $Re = 1.14 \times 10^5$ dapat mengurangi *blockage effect* yang terjadi pada *upper airfoil*. Dengan berkurangnya *blockage effect*, *corner wake* pun tereduksi sehingga *effective surface area* semakin luas. Hal ini menyebabkan koefisien *lift* meningkat, koefisien *drag* menurun dan *total pressure losses coefficient* menurun.
- 2) Dengan melihat nilai C_L , C_D , ratio C_L/C_D , dan *total pressure losses coefficient*, posisi *vortex generator* yang paling efektif untuk mereduksi kerugian energi pada kedua sudut serang adalah sama yaitu pada jarak $50\%C$, dengan reduksi C_D sebesar $0,96\%$, peningkatan C_L sebesar $0,508\%$, nilai ratio C_L/C_D sebesar $4,08$ dan reduksi nilai *total pressure losses coefficient* sebesar $12,4\%$ untuk sudut serang 8° serta reduksi C_D sebesar $1,18\%$, peningkatan C_L sebesar $0,461\%$, nilai ratio C_L/C_D sebesar $7,82$ dan reduksi nilai *total pressure losses coefficient* sebesar $9,7\%$ untuk sudut serang 10° .

5.2 Saran

Agar penelitian ini dapat lebih baik dan dapat mencapai hasil yang lebih maksimal lagi maka diperlukan saran-saran terkait demi menunjang kesempurnaan penelitian ini. Adapun saran-saran yang dapat diberikan adalah sebagai berikut:

- 1) Kualitas *meshing* dan bentuk domain simulasi dapat lebih diperbaiki lagi agar fenomena yang terjadi lebih mendekati kondisi nyata.
- 2) Pemodelan domain dapat dilakukan menggunakan software CAD yang lebih baru agar mempermudah proses pembuatan geometri domain simulasi.

- 3) Alat uji eksperimen seperti *airfoil* NACA 0015 dan *endwall* nya harus dibuat secara akurat agar tidak ada kebocoran yang terjadi pada *test section area* pada *windtunnel*.
- 4) Kondisi *vacuum* pada *test section area* atau lorong uji *windtunnel* harus diperhatikan, karena saat *fan* berputar, dinding lorong uji menjadi berubah dimensi karena tersedot ke arah dalam lorong uji sehingga aliran tidak melintasi dinding yang datar.
- 5) Bahan-bahan yang digunakan untuk *oil flow visualization* harus benar-benar tercampur dengan baik dengan perbandingan tiap bahan sama dan teliti.
- 6) Perencanaan penelitian dan studi harus dilakukan dalam waktu yang cukup.

DAFTAR PUSTAKA

- Abdulla, A. K., Bhargava, R. K., and Raj, R. 1991. *An Experimental Study of Local Wall Shear Stress, Surface Statics Pressure, and Flow Visualization Upstream, Alongside, and Downstream of a Blade Endwall Corner*. Journal of Turbomachinery, Vol. 113, pp. 626-632.
- Anderson. Jr, John. D. 2011. "Fundamentals of Aerodynamics, 5th Edition". McGraw-Hill. United States of America.
- Fox, Robert W., Pritchard, P. J., and McDonald, A.T., 2011, "Introduction to Fluid Mechanics 8th", John Wiley & Sons, Inc, Singapore
- Kartika. R.P. 2015. *Studi Numerik Tentang Pengendalian Aliran Sekunder Pada Airfoil Nasa Ls-0417 Dengan Vortex Generator Di Dekat Endwal*. Laporan Thesis. Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Meyer R., Bechert D.W. 2003. *Secondary flow control on compressor blades to improve the performance of axial turbomachinery*. 5th European Conference on Turbomaschinery Fluid Dynamics and Thermodynamics in Prague. Vol 8, pp.2-4.
- Mirmanto, H., Sasongko, H., Rohmawati, I., Nurjannah, I. 2014. *The Effect of Adding FFST on Secondary Flow Characteristics Near Endwall of Asymmetry Airfoil (Case Study of different camber)*. International Journal of Applied Mathematics and Statistics Vol 53, Issue No.5. 2015
- Patria Z., Alvin. 2015. *Studi Numerik Optimasi Posisi Vortex Generator Guna Mereduksi Aliran Sekunder Dekat Endwall Pada Airfoil NACA 0015*. Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Pristiyan, Dany. 2014. *Studi Experimantal Karakteristik Aliran Fluda Melintasi Airfoil NASA LS-0417 yang Dimodifikasi dengan*

Vortex Generator. Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember.

- Pudjanarsa, A. Sasongko, H. 2012. *Oil Streak Visualization of fluid flow over single D-Type Cylinder*. World Journal of Mechanics, 2.hlm 197-202
- Sutrisno., Mirmanto. H., Sasongko. H., Noor D.Z. 2014. *Reduction of energy losses in the endwall junction area through the addition of forward facing step turbulator*. Applied Mechanics and Materials, Vol 493, pp 256-261.
- T.C. Yap., M.Z Abdullah., Z. Husain., R. Ahmad. 2001. *The Effect Of Turbulence Intensity On the Aerodynamics Performance Of Airfoils*. 4th International Conference On Mechanical Engineering in Bangladesh, Vol IV, pp 31-36.
- Tobak .M., and Peak D.J, 1982, “*Topology of Three Dimensional Separated Flow*”, Ann. Review Fluid Mechanics, vol.14, pp. 61-85.

RIWAYAT HIDUP



Penulis lahir di Tulungagung, pada tanggal 4 September 1993. Sejak kecil, penulis dibesarkan di kota pahlawan, yakni kota Surabaya. Penulis merupakan anak ke 3 dari 4 bersaudara yang bahagia. Memulai masa studinya pada tahun 1999 di SD KHADIJAH 3 Surabaya dan lulus pada tahun 2005, kemudian diteruskan memasuki SMPN 26 Surabaya hingga selesai pada tahun 2008 dan melanjutkan ke SMAN 11 Surabaya. Setelah selesai menempuh pendidikan di SMAN 11 Surabaya pada tahun 2011, penulis diterima di salah satu program studi yakni D3 Teknik Mesin di Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya dan lulus, mendapat gelar A.md pada September 2014. Setelah itu penulis melanjutkan studinya pada program Lintas Jalur (LJ) S1 Teknik mesin dan mendapatkan gelar Sarjana Teknik pada tahun 2016 semseter gasal.

Penulis aktif di berbagai kegiatan di kampus, seperti organisasi, kepeemanduan, karya tulis ilmiah, maupun kegiatan UKM yang ada di ITS Surabaya. Pada tahun terakhir pada masa studi diploma hingga masa studi S1 Teknik mesin (2013-2016) penulis aktif menjadi anggota dari Tim Robot ITS divisi KRAI. Pada tahun 2014 penulis menjadi anggota mekanik dan penanggung jawab kemanajerialan tim. Pada tahun 2015, penulis masuk menjadi tim inti dan mekanik penanggung jawab desain robot, dan puncaknya pada tahun 2016, penulis menjadi ketua tim pada divisi KRAI. Penulis menempuh tugas akhir sarjana pada bidang mekanika fluida dikarenakan ketertarikan penulis terhadap bidang ilmu tersebut. penulis berharap bahwa tugas akhir yang telah dikerjakan dengan sangat keras ini akan mampu mendatangkan banyak manfaat baik bagi penulis maupun bagi orang lain terutama adik junior di Teknik Mesin ITS.

Surabaya, Agustus 2016